



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**UNIVERZÁLNÍ CHARAKTERISTIKY PÍSTOVÝCH MOTORŮ
S VRTULÍ**

UNIVERSAL CHARACTERISTICS OF PISTON ENGINES WITH A PROPELLER

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Martin Šafránek

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Pavel Zikmund, Ph.D.

BRNO 2021

Zadaní diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Bc. Martin Šafránek**
Studijní program: Strojní inženýrství
Studijní obor: Stavba letadel
Vedoucí práce: **Ing. Pavel Zikmund, Ph.D.**
Akademický rok: 2020/21

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

Univerzální charakteristiky pístových motorů s vrtulí

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Stanovení charakteristik pohonných jednotek bývá velmi složitý úkol. Přesné výpočty jsou založené na motorových a vrtulových charakteristikách, které ovšem výrobci většinou nezveřejňují. Proto se při předběžném návrhu letadel používají zjednodušené modely, které pomáhají odhadnout dosažitelné hodnoty účinnosti vrtule a spotřeby paliva. Univerzální charakteristiky pohonných jednotek by měly zvýšit přesnost výpočtů výkonu a spotřeby paliva při zachování jednoduchosti výpočtu zjednodušeného modelu.

Cíle diplomové práce:

- Srovnání metod odhadů a výpočtů charakteristik pístových motorů s vrtulí s výsledky měření
- Stanovení univerzálního modelu pro určení účinnosti vrtule a spotřeby paliva v různých režimech letu pro koncepční návrhy letounů kategorie GA

Seznam doporučené literatury:

FILAKOVSKÝ, K.; KLIMÍČEK, S.: Universal Propeller Characteristics. In Proceeding of Engineering Mechanics Conference 97, Prague: Institute of Theoretical and Applied Mechanics, 1997.

ALEKSANDROV, V. L.: Letecké vrtule. Státní nakladatelství technické literatury, 1954.

ROSKAM, J., LAN, Ch.-T. E.: Airplane aerodynamics and performance. DARcorporation, 1997.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2020/21

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Stanovení charakteristik pístových motorů s vrtulí je složitý úkol. Přesné výpočty jsou založeny na motorových a vrtulových charakteristikách od výrobců, které jsou ovšem pro výpočet značně náročné. Existuje také možnost použít zjednodušené modely, které dokážou predikovat dosažitelné hodnoty účinnosti vrtule a spotřeby paliva. Jsou založeny na jednoduchém průběhu účinnosti vrtule a maximálního výkonu. Avšak tyto modely bývají často velmi nepřesné, což je značná nevýhoda. Proto se nabízí možnost využít univerzální charakteristiky pohonných jednotek s vrtulí, které nabízí zpřesnění výpočtu výkonu a spotřeby paliva při použití relativně jednoduchého modelu. Diplomová práce se zabývá souhrnným popisem všech charakteristik pístových spalovacích motorů a vrtulí. Byl zde vytvořen matematický model, který pracuje podle určitého algoritmu na základě společné práce motoru a vrtule. Tento model dokáže mnohem přesněji predikovat potřebný výkon a spotřebu paliva v různých režimech letu. Výsledky byly aplikovány na výkony ultralehkého letadla, především na dolet, u kterého došlo ke značnému zvýšení.

ABSTRACT

Determining the characteristics of piston engines with a propeller is a complex task. Accurate calculations are based on engine and propeller characteristics from the manufacturers, which are, however, quite demanding. It is also possible to use simplified models that can predict the achievable values of propeller efficiency and fuel consumption. They are based on a simple propeller efficiency and maximum power. However, these models are often very inaccurate, which is a significant disadvantage. Therefore, it is possible to use the universal characteristics of propeller propulsion units, which offers a more accurate calculation of power and fuel consumption using a relatively simple model. The diploma thesis deals with a summary description of all characteristics of reciprocating internal combustion engines and propellers. A mathematical model was created here, which works according to a certain algorithm based on the joint work of the engine and the propeller. This model can predict the required power and fuel consumption in different flight modes much more accurately. The results were applied to the performance of ultralight aircraft, especially to the range, which was significantly increased.

KLÍČOVÁ SLOVA

vrtule, univerzální charakteristika, pístový spalovací motor, účinnost, potřebný výkon, Lycoming, Rotax, Continental, vírová teorie, dolet

KEY WORDS

propeller, universal characteristic, reciprocating internal combustion engine, efficiency, required power, Lycoming, Rotax, Continental, vortex theory, range

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

ŠAFRÁNEK, Martin. *Univerzální charakteristiky pístových motorů s vrtulí* [online]. Brno, 2021 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/132306>. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Pavel Zikmund.

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci na téma Univerzální charakteristiky pístových motorů s vrtulí vypracoval samostatně s použitím odborné literatury a zdrojů, které jsou součástí této práce.

V Brně dne 21. května 2021

.....
Bc. Martin Šafránek

PODĚKOVÁNÍ

Tímto bych chtěl poděkovat svému vedoucímu diplomové práce Ing. Pavlu Zikmundovi, Ph.D. za cenné rady a podnětné připomínky při zpracování diplomové práce, společnosti DirectFly za poskytnuté materiály a mé skvělé přítelkyni Mgr. Věře Dosedělové za jazykovou korekturu.

Obsah

1	Úvod.....	11
2	Vrtule	12
2.1	Definice tahu	12
2.2	Konstrukce vrtulí	14
2.3	Základní vrtulové charakteristiky	15
2.4	Návrhové metody vrtulí	20
2.4.1	Hybnostní teorie	20
2.4.2	Vírová teorie.....	21
2.4.3	Theodorsenova teorie vrtulí	22
2.5	Univerzální charakteristiky	25
2.6	Konstrukční typy vrtulí a jejich charakteristiky	28
2.6.1	Pevná vrtule.....	28
2.6.2	Stavitelná vrtule – constant speed	31
2.7	Vliv počtu listů	33
3	Pohonná jednotka.....	35
3.1	Způsoby měření výkonu.....	35
3.2	Zástupci pístových motorů.....	35
3.2.1	Lycoming O-540.....	36
3.2.2	Rotax 912 Uls.....	36
3.3	Problém tlaku plnění	37
3.4	Motorové charakteristiky	38
3.4.1	Výkonová charakteristika.....	38
3.4.2	Spotřeba	43
4	Vlastní výpočet	45
4.1	Představení letounu.....	45
4.2	Algoritmus.....	46
4.3	Metoda nejmenších čtverců.....	47
4.3.1	Omezení aproximace	48
4.4	Vrtulová část.....	49
4.5	Motorová část	51
4.6	Spotřeba letounu	54
4.7	Potřebný výkon.....	57
4.8	Dolet.....	59
4.9	Výsledky a diskuse	61

5	Závěr	62
6	Seznam zdrojů	63
7	Seznam použitých zkratk a symbolů.....	65
8	Seznam použitých obrázků.....	67
9	Seznam tabulek.....	68
	Příloha A.....	69
	Příloha B.....	70
	Příloha C.....	72

1 Úvod

Univerzální charakteristiky motoru a vrtulí pomáhají predikovat výkony, když neznáme skutečné změřené charakteristiky motoru a vrtule. Se změřenými daty hlavně pracují výrobci při návrhu a certifikaci svých produktů, avšak ne vždy jsou tato data běžně dostupná. Proto jsou tyto charakteristiky velmi užitečné u předběžných výpočtů letových výkonů letounů. Cílem univerzálních charakteristik je tyto předběžné výpočty co nejvíce zjednodušit a zároveň co nejvíce zpřesnit.

Problematika pístových motorů je ve výzkumné sféře neprávem opomíjena, a to ve prospěch turbovrtulových, proudových a případně motorů na alternativní paliva. Obecně tyto motory, narozdíl od pístových, které jsou zastoupeny zejména v soukromém sektoru, mají a budou mít své uplatnění v komerční a vojenské sféře. Je to také dáno tím, že dosahují znatelně vyšších výkonů než motory pístové. Z toho důvodu byly již na konci 2. světové války pístové motory nahrazovány. Avšak dnes se používají zejména u malých letounů, přesto se jim nedostává požadované pozornosti. Tato diplomová práce má za cíl tuto skutečnost změnit.

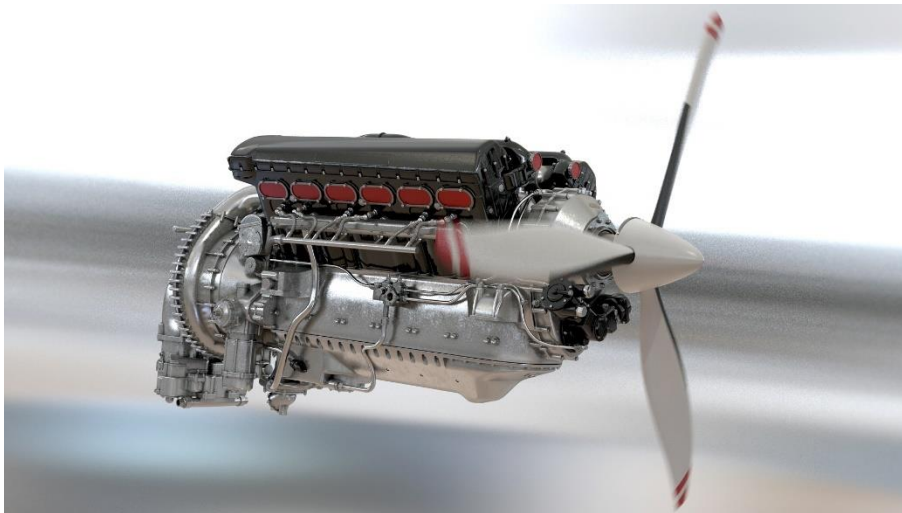
Letouny s pístovými motory mají v České republice jednoznačně největší zastoupení. Dle ministerstva dopravy připadalo v roce 2019 celých 85,2% registrovaných létajících prostředků se vzletovou hmotností pod 9 tun na letouny a vrtulníky s pístovým motorem. Z toho 69,2% tvoří jednomotorové letouny, většinou kategorie ultralight [1]. Navíc každé vyrobené letadlo, co se týče přístrojového vybavení a konfigurace, je v podstatě originál. Z hlediska letových vlastností nás především zajímá použitý motor a vrtule, jejichž společné charakteristiky prakticky neexistují.

Diplomová práce se zabývá základním popisem geometrických a aerodynamických charakteristik vrtulí a několika přístupy jejich návrhu. Byla zde použita data vrtulí, která většinou vychází ze zavedených reportů NACA a také informace z mnoha provozních motorových manuálů, které jsou volně přístupné.

Náplní diplomové práce je také popsat vzájemné vlivy, které působí na vrtuli a motor a vytvořit model univerzální charakteristiky motoru a vrtule. Tento model poslouží k predikci výkonu, účinnosti vrtule a spotřeby paliva při zachování jednoduchosti výpočtu. Tyto výsledky jsou ověřeny na výpočtu doletu vybraného letounu.

2 Vrtule

Vrtule je lopatkový stroj tvořený jednotlivými elementy (dále se bude používat termín vrtulové listy), jejichž počet se pohybuje v rozmezí 2 až 8. Listy jsou spojeny pomocí náboje s motorovým hřídelem nebo s reduktorem otáček (Obr. 2.1). U pístových motorů se energie paliva ve válcích převádí na energii mechanickou. Lineární pohyb pístů je pak převeden na rotační pohyb hřídele, která buď přes reduktor, nebo přímo pohání vrtuli. Vrtule má za úkol měnit mechanickou energii motoru na kinetickou energii vzduchu za účelem dopředného pohybu letadla [3].



Obr. 2.1 3listá vrtule v kombinaci s 12válcovým motorem [4]

2.1 Definice tahu

Tah je značen písmenem T nebo F_T a platí pro něj výraz (2.1).

$$T = c_T \rho n^2 D^4 \quad 2.1$$

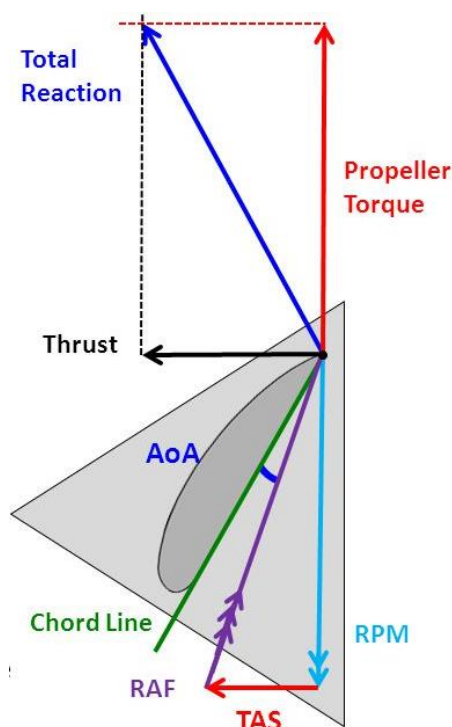
Kde c_T je koeficient tahu, ρ je hustota vzduchu v dané výšce, n jsou otáčky motoru za sekundu a D je průměr vrtule.

$$c_T = f(Re, Ma, J) \quad 2.2$$

Koeficient tahu c_T (2.2) je funkcí Reynoldsova čísla Re , Machova čísla Ma a postupového koeficientu J [5].

Tah vrtule je síla, která vzniká rotací vrtule urychlením proudu vzduchu procházejícím diskem vrtule (kruhem vymezeným vnějšími konci listů). Produkce rychlosti na základě tahu je vzhledem k množství urychleného vzduchu poměrně malá. Tah je možné vysvětlit jako rozdíl tlaku před diskem a za ním nebo, jak popisuje Obr.2.2, vektorovým součtem aerodynamických sil ve směru pohybu letounu působících na každý list jako na rotující křídlo. Výslednou aerodynamickou sílu vzniklou na rotující vrtuli můžeme rozložit do dvou složek. Do směru letu, kterou je právě tah a do roviny rotace, která spolu s poloměrem vrtule vytváří reakční moment ke krouticímu momentu motoru. Rozklad sil je znázorněn na Obr.2.2 [3].

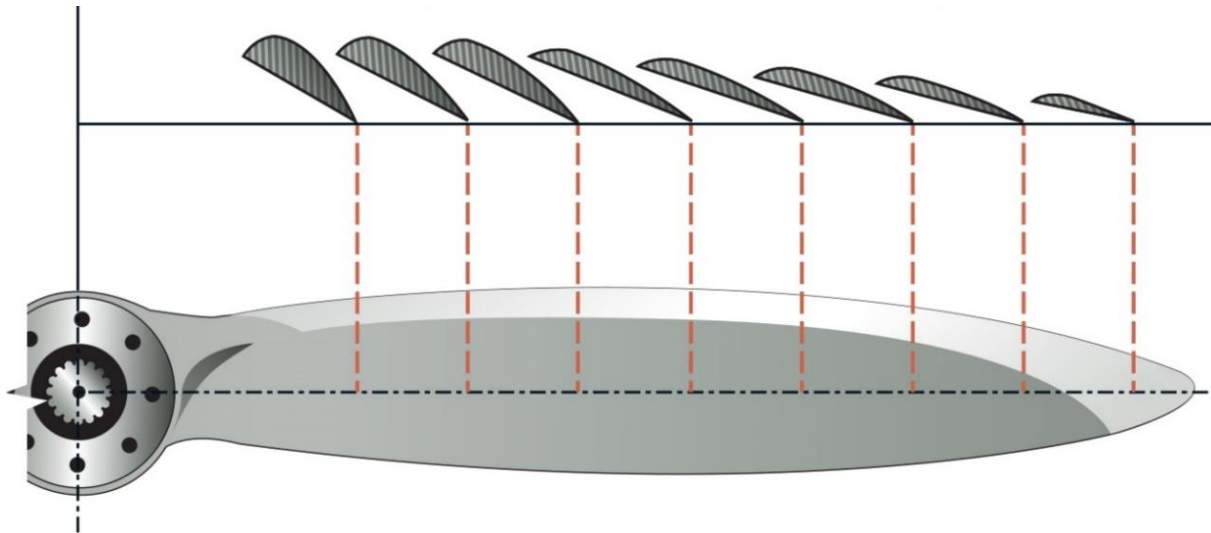
Tah je generován určitou propulsní jednotkou v souladu s 3. Newtonovým zákonem, tedy že každá akce vyvolá stejně velkou reakci v opačném směru. Každá pohonná jednotka instalovaná na letoun nebo raketu tento zákon využívá, a to následovně. Motor urychluje určité množství vzduchu (v případě proudových motorů a raket dochází k urychlení spalín) o určitou rychlost, zatímco na letoun působí reakční tahová síla opačného směru [6].



Obr.2.2 Síly působící na list vrtule [7]

2.2 Konstrukce vrtulí

Jednotlivé řezy jsou určeny různými profily pro generování vztlaku (Obr. 2.3). Ústrojí tvoří náboj poháněný motorem, ke kterému je v radiálním směru připojeno několik listů vrtule tak, že se celá sestava otáčí kolem podélné osy. Nastavení vrtulových listů může být pevné, manuální nebo automaticky měnitelné. Pevným a stavitelným vrtulím a jejím charakteristikám se tato práce věnuje v kapitole 2.6.



Obr. 2.3 Řezy vrtulového listu s různými profily [8]

Vrtule je připojena k hnacímu hřídeli motoru přímo, nebo prostřednictvím redukčního převodu. Vrtule mohou být vyrobeny ze dřeva, kovu nebo kompozitních materiálů. Pro každý materiál jsou definované jiné limity obvodové rychlosti.

Vrtule jsou vhodné pro použití pouze při podzvukových rychlostech letu (cca do 770 km/h), protože při překročení této hranice se obvodová rychlost konců listů blíží rychlosti zvuku. Místní nadzvukové proudění způsobuje vysoký odpor, hluk a vysoké namáhání celé konstrukce. Může k tomu docházet i při nižších rychlostech letu, pokud letoun disponuje pohonnou jednotkou kombinující vysoké otáčky a velký průměr vrtule [9]. Použití vrtulí je vhodné jak pro letouny s pístovými motory pohybující se malými rychlostmi, tak i pro větší letouny s turbínovými motory, protože dosahují vysoké účinnosti (až 85%) [3].

2.3 Základní vrtulové charakteristiky

Abychom se mohli zabývat univerzálními charakteristikami motoru s vrtulí, je třeba pochopit základní přístupy popisu, návrhu a konstrukce a popsat některé vlastnosti a funkce. Tyto charakteristiky můžeme rozdělit na

1. Geometrické
2. Aerodynamické
3. Dynamické

Do první skupiny patří šířka, tloušťka a úhel nastavení. Nejdůležitější parametr je však průměr vrtule D , který opisují konce vrtulových listů. Odvíjí se zejména od aerodynamických požadavků a přípustných rozměrů s ohledem na konstrukci letounu. Od průměru vrtule se například odvozuje výška podvozku, který je vázán rozměry křídla, do kterého se zatahuje. Pokud se jedná o vícemotorové letadlo, je třeba dbát také na uspořádání motorů.

Šířka listu b je délka tětivy průřezu listu, který se v jednotlivých řezech listu liší, avšak zpravidla bývá největší v polovině poloměru. Ve výpočtech se často pracuje s poměrnou šířkou \bar{b} , která se vztahuje k průměru D (2.3).

$$\bar{b} = \frac{b}{D} \quad 2.3$$

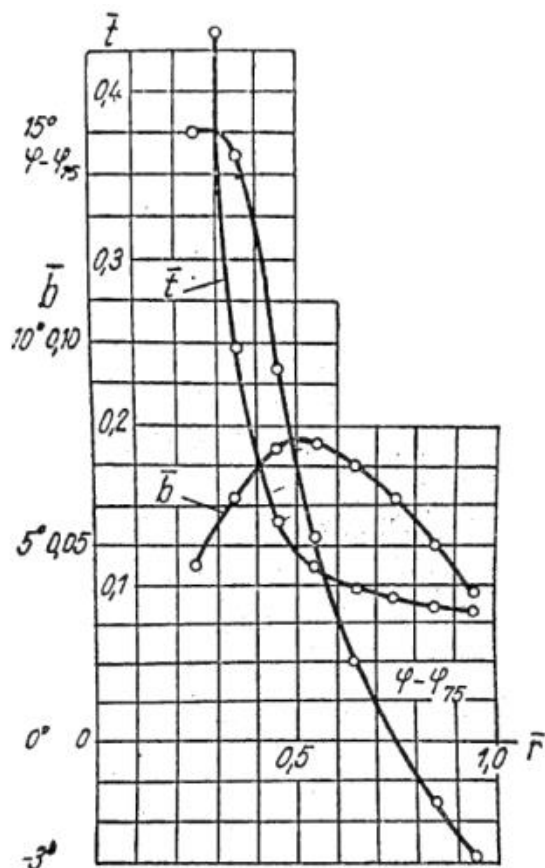
A také s **poměrným poloměrem \bar{r}** , který je definován jako podíl určitého poloměru a celkového (2.4).

$$\bar{r} = \frac{r}{R} \quad 2.4$$

Tloušťka listu t je největší tloušťka listu v daném řezu. Stejně jako šířka je v každém řezu jiná. Poměrná tloušťka \bar{t} je vztažena právě k šířce listu v daném řezu (2.5).

$$\bar{t} = \frac{t}{b} \quad 2.5$$

Úhel nastavení profilu ϕ je úhel, který svírá tětiva daného vrtulového listu s rovinou rotace, která je kolmá k ose rotace. Úhel nastavení se u každé pevné vrtule v jednotlivých řezech mění a u stavitelných vrtulí i vlivem konfigurace. Aby se jednotlivá nastavení dala určit, zavádí se takzvaný úhel nastavení listu, který se vztahuje k poměrnému poloměru $\bar{r} = 0,75$. Zmíněné průběhy charakteristik a závislost mezi nimi jsou znázorněny na Obr. 2.4.

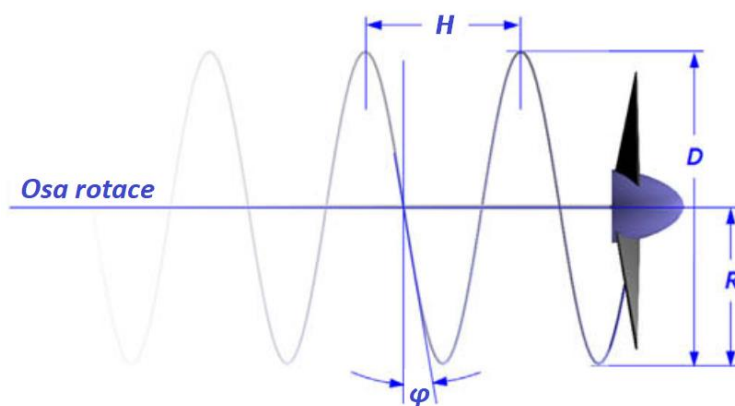


Obr. 2.4 Geometrická charakteristika listu [10]

Konce vrtulových listů se pohybují po šroubovici, což je pohyb, který je součtem posuvného a rotačního pohybu. Pokud uvažujeme jeden závit této šroubovice a dvě roviny kolmé na osu rotace vzdálené o tento závit pak se tato vzdálenost označuje jako **stoupání H** (2.6, Obr. 2.5).

2.6

$$H = 2\pi r \tan \varphi$$



Obr. 2.5 Stoupání vrtule, úhel nastavení listu [2]

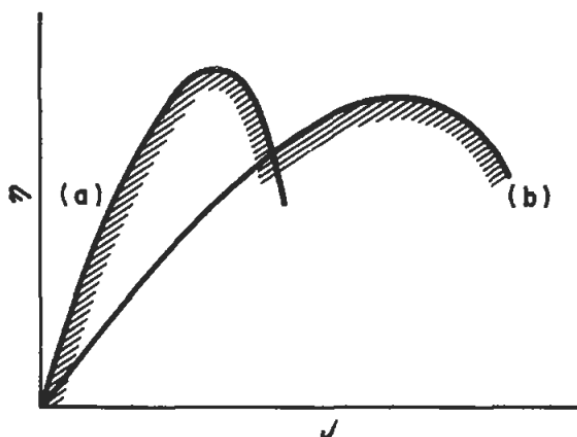
I v tomto případě je zavedeno poměrné stoupání \bar{h} (2.7).

$$\bar{h} = \frac{H}{D} \quad 2.7$$

Stoupání vrtule je velice důležitý parametr, jehož vliv můžeme znázornit na rychlosti letu. Uvažujme 2 vrtule s různě velkým stoupáním (Obr. 2.6). Vrtule A s malým stoupáním H pracuje v malých rychlostech – při pojíždění, vzletu a přistání pracuje velmi efektivně. Vztlak listů a tah je velký, zatímco odpor a točivý moment malý. Vrtule B s velkým stoupáním poskytuje malý vztlak a velký odpor. Tah je tedy malý a točivý moment velký, vrtule je tedy neúčinná.

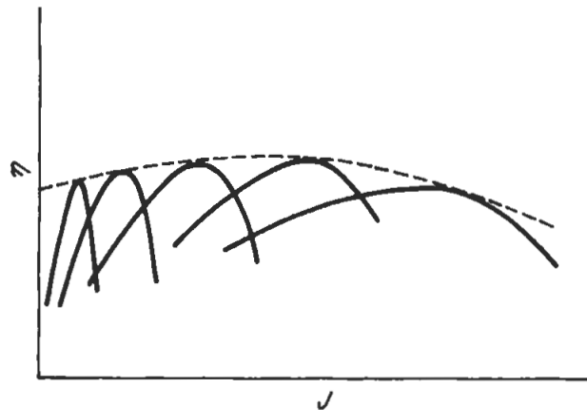
Při změně rychlosti se vlastnosti přirozeně mění, zvláště ve vysokých rychlostech letu. Zde vrtule s velkým stoupáním pracuje velmi efektivně, zatímco vrtule s malým stoupáním nyní dává záporný tah, což může nastat při prudkém klesání.

Vrtule, která má nastavení vhodné pro let při nízkých rychlostech, je náchylná ke špatnému průběhu výkonu při vysokých rychlostech vpřed a naopak. To byl jeden z důvodů, který omezoval výkon letadel v počátcích letectví. Velkého pokroku bylo dosaženo díky vývoji stavitelné vrtule. Konfigurace poskytuje plynulou změnu stoupání pro široký rozsah rychlostí [5].



Obr. 2.6 Účinnost vrtule v závislosti na postupovém poměru J [5]

Pro malý postupový poměr J , odpovídající vzletu a letu při nízké rychlosti, je jemné stoupání výhodnější, zatímco pro vyšší rychlosti je výhodné velké. Pokud lze stoupání libovolně měnit mezi těmito dvěma hodnotami, je dosažitelná celková účinnost dána přerušovanou čarou (Obr. 2.7), která je výhodnější než dosažitelná účinnost z obou výšek samostatně [5].



Obr. 2.7 Efekt průběžné změny nastavení [5]

Zkroucením nazýváme průběh úhlů v jednotlivých řezech, které svírají tětivy profilů s tětivou základního profilu, tj. s profilem s poměrným poloměrem $\bar{r} = 0,75$. Je to tedy rozdíl úhlu $\varphi - \varphi_{75}$, kde φ je úhel nastavení profilu ve vzdálenosti \bar{r} a φ_{75} je úhel nastavení základního profilu ve vzdálenosti $\bar{r} = 0,75$ [10].

Hustota lopatkové mříže σ je další parametr používaný při návrhu (2.8). Je definována jako poměr plochy listů a celkové průtočné plochy, tedy kruhem vymezeného konci vrtule. Kde N_b je počet listů vrtule (někdy značen z nebo B) a c je ekvivalentní délka tětivy profilu [11].

$$\sigma = \frac{N_b c}{\pi R} \quad 2.8$$

Tento parametr je významný zejména při návrhu protiběžných vrtulí. Při použití více vrtulových stupňů se hustota jednoduše násobí. Jelikož rychlosti na různých poloměrech profilu nejsou stejné, může mít šířka listů různý vliv na účinnost. Je proto zaveden **součinitel plošného využití ϕ** (2.9) [10].

$$\phi = 6250 \int_{\bar{r}_0}^1 \bar{b} \bar{r}^3 d\bar{r} \quad 2.9$$

Základní parametr hodnocení účinnosti vrtule je **postupový poměr J** (nebo také rychlostní poměr, 2.10), který je podílem dopředné rychlosti a rychlosti obvodové, kde n je počet otáček za minutu [5].

$$J = \frac{V}{nD} \quad 2.10$$

V praxi se také velice často používá **postupový koeficient λ** , který je definován v 2.11 [12].

$$\lambda = \frac{V}{\omega R} = \frac{V}{2\pi n R} = \frac{V}{\pi n D} = \frac{J}{\pi} \quad 2.11$$

Účinnost je základní parametr, který určuje vhodný výběr vrtule. K odvození základního vztahu je použita Teorie elementu listu (2.12).

$$\eta = \frac{TV}{2\pi n Q} = \frac{c_T \rho n^2 D^4 V}{2\pi n c_Q \rho n^2 D^5} = \frac{J}{2\pi} \frac{c_T}{c_Q} = J \frac{c_T}{c_P} \quad 2.12$$

Dosažení požadované účinnosti má vliv na mnoho faktorů, zejména na průměr, stoupání vrtule a výkony motoru.

Malá hodnota stoupání H , která neodpovídá postupovému koeficientu J , vede často ke zvýšení otáček motoru. To může mít za následek jeho přehřátí a nadměrné opotřebení, čímž se výrazně sníží životnost. Naopak velká hodnota rovněž působí negativně. Klesnou otáčky motoru, tím dojde ke snížení tahu, protože listy jsou obtékány při příliš velkých úhlech náběhu.

Pokud letoun osadíme vrtulí velkého průměru D , dojde ke zvýšení účinnosti, a také k velkému momentovému zatížení motoru. Otáčky pak nedosahují maximálních hodnot. Klesá tah a životnost motoru. Osazením vrtule menšího průměru dosáhneme opačných účinků [9].

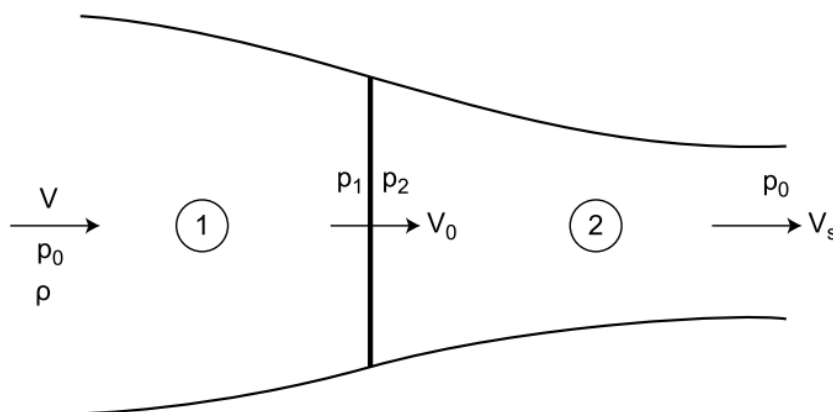
2.4 Návrhové metody vrtulí

Existuje celá řada návrhových metod. Použití příslušné metody je čistě na uvážení každého inženýra, protože každá pracuje s různými vstupy. Například hybnostní teorie je vhodná pro stanovení tahu a výkonu, a to pouze v rychlostním poli. Naproti tomu teorie izolovaného elementu listu stanovuje tah a výkon pouze na základě geometrických charakteristik bez vztahu k rychlostnímu poli. V této kapitole jsou popsány základní návrhové metody.

2.4.1 Hybnostní teorie

Hybnostní teorie je založena na konceptu práce ideální vrtule. Ideální vrtule má nekonečně mnoho listů, přesněji se jedná o disk, který je nekonečně tenký. Protože uvažujeme ideální tekutinu, která má nulovou viskozitu a stlačitelnost, neuvažujeme žádný odpor vzduchu, který diskem prochází, tedy nedochází ke ztrátě energie. Předpokládá se, že rychlost tekutiny procházející vrtulí je v celé oblasti konstantní, přenos dodané energie je ideální a vrtule nevytváří rotaci prostředí (Obr. 2.8).

Pro samotný návrh vrtule není vhodná, protože teorie pracuje pouze s jednorozměrným prouděním a neuvažuje geometrické charakteristiky listu. Je proto vhodné ji využít k vykreslení závislosti tahu a výkonu vrtule na rychlosti proudění [13].



Obr. 2.8 Rychlostní pole ideální vrtule [13]

Jak již bylo zmíněno, hybnostní teorii lze využít pro stanovení tahu, který je roven součinu hmotnostního toku a změny rychlosti proudění (2.13).

$$T = \dot{m}(V_s - V) = \rho AV_0(V_s - V) \quad 2.13$$

Účinnost celého systému můžeme vyjádřit jako podíl těchto dvou energií a následně výraz upravit. Tuto účinnost označujeme jako ideální (2.14).

$$\eta_i = \frac{TV}{\frac{1}{2}\rho AV_0(V_s^2 - V^2)} = \frac{\rho AV_0(V_s - V)V}{\frac{1}{2}\rho AV_0(V_s^2 - V^2)} = \frac{2V}{V_s + V} \quad 2.14$$

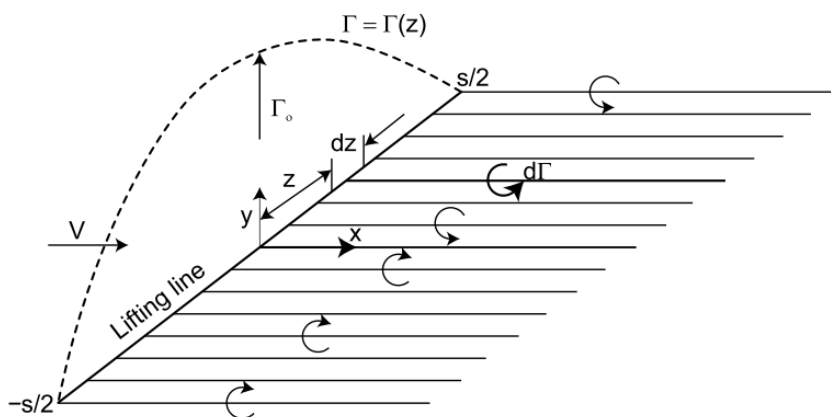
2.4.2 Vírová teorie

Teorii nosné čáry pro křídlo poprvé formuloval v roce 1918 německý aerodynamik Ludwig Prandtl [14]. Teorie říká, že lze nahradit přímé křídlo, tedy bez šípovitosti, čarou o stejné délce jako rozpětí křídla v jeho $\frac{1}{4}$ třetiny. Prandtl využil analogie chování křídla s chováním uzavřeného víru v proudu vzduchu. Metoda určuje intenzitu vírů, které odpovídají všem aerodynamickým charakteristikám křídla (kromě tloušťky). Intenzita vírů se určuje veličinou zvanou cirkulace (Obr. 2.9), která je definována jako uzavřený integrál lokální rychlosti proudění (2.15).

$$\Gamma = \oint V ds \quad 2.15$$

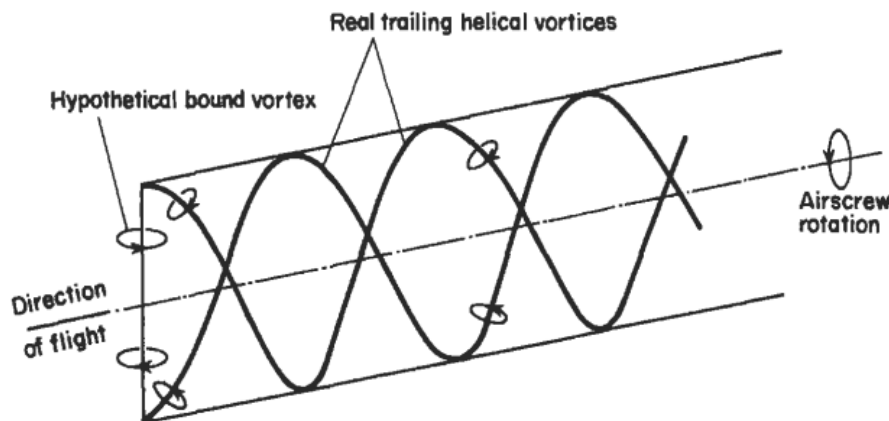
Cirkulace se po délce křídla mění a tím pádem na něm dochází k indukci rychlosti, jejíž efekt se v prostoru počítá a jež lze spočítat pomocí Biot-Savartova zákona. Dále pomocí cirkulace a aplikací Kutta-Žukovského teorému lze určit vztlak jednotlivých elementů [5].

$$dL = \rho V \Gamma \quad 2.16$$



Obr. 2.9 Parciální cirkulace [13]

Vírová teorie vrtulí slouží k popisu každého listu vrtule, jehož konce a náběžné hrany vytváří spirálovitou trajektorii, která zanechává za sebou souvislou vrstvu vírů (Obr. 2.10). Pokud se neuvažují žádné ztráty vlivem tření, víry se pohybují za vrtulí stejnou rychlostí. Síla a rychlost pohybu vírů závisí na cirkulaci kolem listu, který je dán jeho geometrickými charakteristikami. Okrajový vír však cirkulaci snižuje [15].



Obr. 2.10 Vortex systém 2listé vrtule [5]

Avšak platí, že víry vzniklé na náběžných hranách, a tedy i ztráty cirkulace na koncích listů se sníží, pokud se sníží vzdálenost mezi po sobě jdoucími víry. Vzdálenost mezi vírovými listy snížíme právě zvýšením počtu listů. Tento fakt můžeme potvrdit aplikací hybnostní teorie, která uvažuje ideální vrtuli s nekonečným počtem listů a bez tření. Ztráty vzniklé na konci listů jsou dle teorie nulové [15].

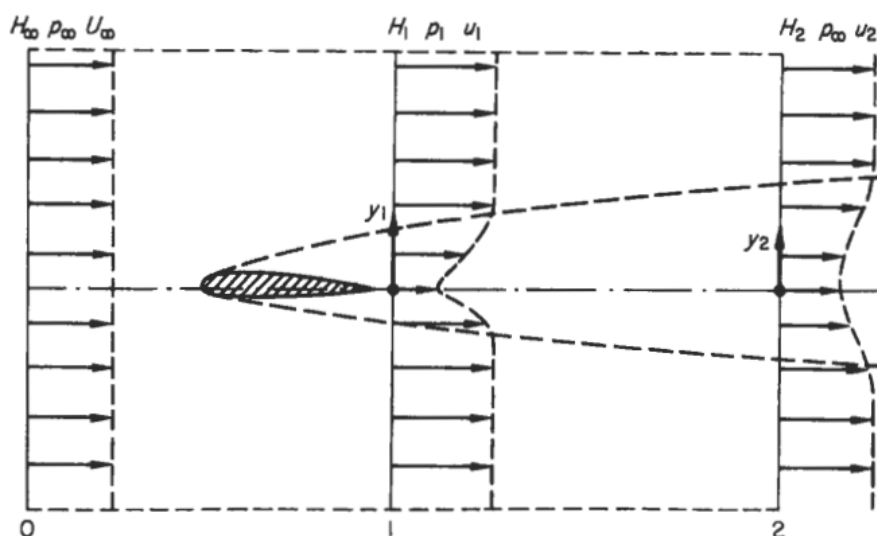
2.4.3 Theodorsenova teorie vrtulí

V roce 1944 publikoval významný norský aerodynamik Theodore Theodorsen svou teorii vrtulí. Jeho práci můžeme rozdělit do dvou okruhů. V prvním najdeme popis optimálního rozdělení cirkulace, aby bylo možné dosáhnout maximální účinnosti. Navázal tak na práci Ludwiga Prandtl, konkrétně na teorii nosné čáry, kterou však využil pro vrtulové listy. Je nutno dodat, že Theodorsen se nezabývá vlivem profilu ani vlnového odporu, avšak poskytuje vyhodnocení pro vrtule s různým počtem listů pro běžné i protiběžné uspořádání.

Práce ve druhém okruhu spočívá ve formulaci geometrie těchto vrtulí. Ačkoli tuto část můžeme použít pro předběžný návrh, nelze ji považovat za dostatečně přesnou. A to hlavně proto, že je třeba uvážit předpoklad, že tok proudu vzduchu kolem každé části listu je lokálně dvourozměrný. Lokální rychlost je však ve skutečnosti vektorovým součtem rychlosti vpřed, rychlosti otáčení a rychlosti indukované v úplavu [12].

Pro lepší pochopení problematiky je nutné si vysvětlit efekt úplavu (Obr. 2.11). Na horní i dolní odtokové hraně profilu umístěného v proudu vzduchu se vytváří mezní vrstva. Tyto mezní vrstvy se za profilem spojí a budou se zpomaleně pohybovat ve směru proudu. Vektorové pole rychlosti ve vertikálním směru tedy nebude konstantní. V dostatečné vzdálenosti od profilu je již statický tlak konstantní a bude se rovnat hodnotě volného toku před profilem. Pokud je rychlostní pole úplavu porovnáno se stavem v nerušeném proudu před tělesem, pak se ztráta hybnosti při průchodu tělesa proudem bude rovnat tažné síle na těleso [5].

Pokud dokážeme tyto podmínky nasimulovat v aerodynamickém tunelu, dají se velice efektivně pomocí této metodiky určit aerodynamické charakteristiky profilu křídla (vztlak, odpor, klopivý moment), či vrtule [16].



Obr. 2.11 Úplav [5]

Jak již bylo zmíněno, skutečný tok je trojrozměrný, a proto změna rychlosti od předpokládaného směru se mění ve třech směrech. Rychlost toku roste s klesající štiřlostí listu. Dochází ke vzniku tzv. rychlostní poruchy v_f , která zapříčiní odchýlení od směru toku, a také skutečná indukovaná rychlost úplavu se bude měnit podél tětivy listu.

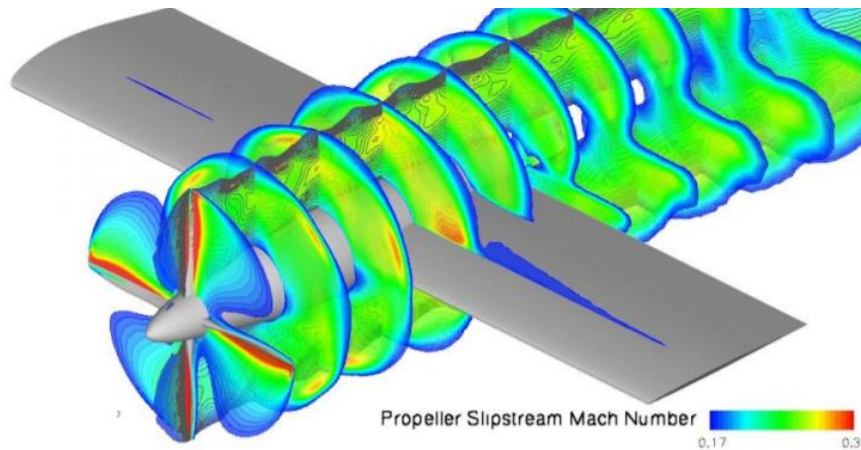
K získání správného trojrozměrného toku je nutné použít určité numerické metody, například panelové. A pro detailní tok mezi listy (včetně rázů) je třeba využít Eulerových rovnic na trojrozměrné síti.

Theodorsenova teorie je poměrně náročná numerická úloha, protože k určení zobecněného postupového koeficientu je vyžadován iterační postup zahrnující původně neznámou rychlost úplavu w [12].

Obecně platí, že na koncích listů rotující vrtule vznikají koncové víry (Obr. 2.12), které vytváří typickou trajektorii ve tvaru šroubovice. Podle Betze, když se list pohybuje, jako by byl absolutně tuhý, je účinnost pro daný výkon maximální. To znamená optimální rozložení cirkulace $\Gamma_{(r)}$ podél listu. Stěžejním úkolem této teorie je vyhodnocení tohoto optima a parametrů na něm závislých. Theodorsen zde zavedl zcela nový parametr, a to zobecněný postupový koeficient λ_T (2.17), jehož aplikací získáme ideální hodnoty tahu, výkonu a účinnosti.

$$\lambda_T = \frac{V + w}{\omega R_\infty} \quad 2.17$$

Kde R_∞ je vzdálenost osy rotace od koncového víru a w je rychlost vzduchu úplavu v axiálním směru jejíž hodnota se stanoví způsobem iterací tak, že λ_T se bude pomalu přibližovat λ .



Obr. 2.12 Typický tvar úplavu za vrtulí (simulace pomocí CFD) [17]

Optimální cirkulaci můžeme zapsat tvarem rovnice 2.18.

$$K_{(r)} = \frac{\Gamma(r)}{wL} \quad 2.18$$

Kde L je vzdálenost mezi jednotlivými víry v axiálním směru (2.19).

$$L = \frac{2\pi(V + w)}{\omega N_b} \quad 2.19$$

Theodorsen také formuloval své vztahy pro tah a výkon (2.20, 2.21).

$$T = \rho \int [(V + w)v_z + v_z^2 - \frac{1}{2}v_z^2]dS \quad 2.20$$

$$P = \rho \int (V + w)(Vv_z + v_z^2)dS \quad 2.21$$

Mezi další typické faktory pro aplikaci teorie patří:

Součinitel výkonu c_p (2.22)

$$c_p = \frac{2P}{\rho V^3 A} \quad 2.22$$

Hmotnostní faktor (2.23)

$$\kappa = \int \frac{v_z dS}{wA} \quad 2.23$$

Osový ztrátový faktor (2.24)

$$\epsilon = \int \frac{v_z^2 dS}{w^2 A} \quad 2.24$$

Kde A je průtočná plocha vrtule a v_z osová složka rychlostní poruchy. K lepšímu pochopení posledních dvou veličin poslouží definice efektivní průtočné plochy A_{eff} (2.25), průtočné plochy ideálního toku bez vlivu koncových vírů jako součin hmotnostního faktoru a průtočné plochy nebo podíl osového ztrátového faktoru a již zmíněné plochy průtoku [12].

$$A_{eff} = \kappa A = \frac{\epsilon}{A} \quad 2.25$$

2.5 Univerzální charakteristiky

Univerzální charakteristiky jsou nejčastěji používanými prostředky k demonstrování určitých vlastností vrtulí. Slouží zejména k odhadu parametrů vrtulí a jejich predikcím. Je třeba definovat další parametry typické pro vrtule. Do návrhu vrtulí vstupují rychlost letu, stoupání, otáčky, počet a profil listů [9]. Tyto charakteristiky jsou jednou z několika možností návrhu vrtulí, jejich zpřesnění se budeme věnovat v následujících kapitolách.

Pro univerzální charakteristiky obecně platí, že znázorňují závislost výkonu a tahu vrtule v různých režimech letu (rychlost, výška, přenesený výkon motoru). Tyto charakteristiky mohou být buď změřeny v reálných podmínkách nebo spočítány. Zjištění těchto závislostí pomocí měření, a to při rozmanitých letových podmínkách nemá ekonomický smysl a je nepřesné. A jelikož vrtulové listy jsou obtékány vysokými rychlostmi při velkých Reynoldsových číslech a při široké škále úhlu náběhu, nejsou výsledky koeficientů vztlaku a odporu dostatečně přesné, tudíž ani početní řešení nenabízí adekvátní cestu.

Je třeba použít jiný matematický aparát. Jednou z možností je aproximovat vrtulové charakteristiky zobrazené jako křivky účinnosti polynomem. Platí zde, že čím blíže se konkrétní případ zobrazený jako bod v grafu nachází v aproximovanému polynomu, tím více je přesný. Dosáhneme tím univerzální křivky účinnosti pro všechny vrtule jako funkci postupového koeficientu J [18].

Mezi další charakteristiky vrtulí patří kroutící moment Q (2.26) a výkon P (2.28). Kroutící moment závisí na koeficientu kroutícího momentu, hustotě vzduchu v dané výšce, otáčkách a průměru vrtule [5].

$$Q = c_Q \rho n^2 D^5 \quad 2.26$$

Kde c_Q je koeficient kroutícího momentu (2.27).

$$c_Q = f(Re, Ma, J) \quad 2.27$$

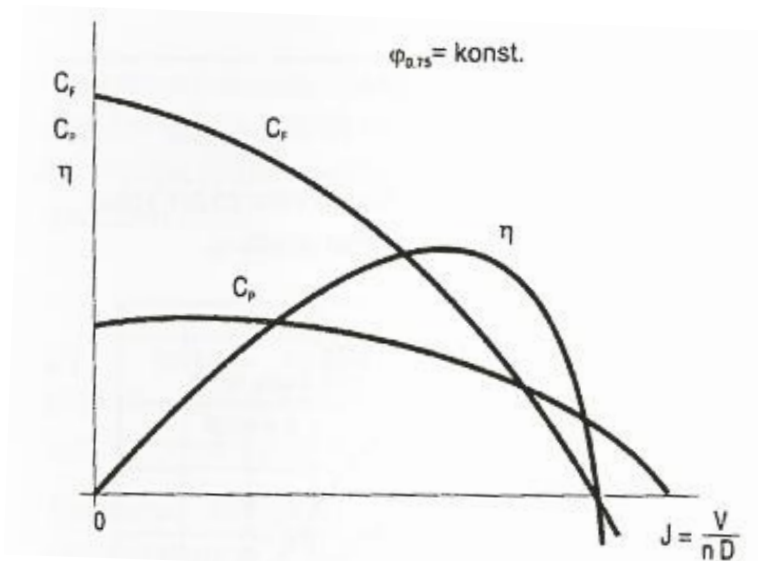
Koeficient kroutícího momentu je funkcí Reynoldsova čísla Re , Machova čísla Ma a postupového koeficientu J . Množství výkonu, které je schopno se přenést z motoru na vrtuli je závislé na obdobných veličinách jako u kroutícího momentu [5].

$$P = 2\pi n Q = 2\pi n (c_Q \rho n^2 D^5) = c_P \rho n^3 D^5 \quad 2.28$$

Součin $2\pi c_Q$ označujeme jako součinitel výkonu (2.29).

$$c_P = 2\pi c_Q \quad 2.29$$

Typické průběhy koeficientů tahu a výkonu můžeme znázornit na Obr. 2.13, který zobrazuje typické průběhy charakteristik práce pevné vrtule při konstantním úhlu nastavení.



Obr. 2.13 Koeficient tahu a výkonu jako funkce postupového koeficientu [19]

Účinnost vrtule se s rychlostí mění podle závislosti zobrazené na Obr. 2.18 Obr. 2.19.

$$\eta = \eta_{max} E \quad 2.30$$

Kde L (2.31) je normalizovaný postupový poměr, E je normalizovaná účinnost.

$$L = \frac{V}{V_{cest}} \quad 2.31$$

Pro $L < 1$ platí

$$E = 1 - (1 - L)^2 (0,3669L + 1) \quad 2.32$$

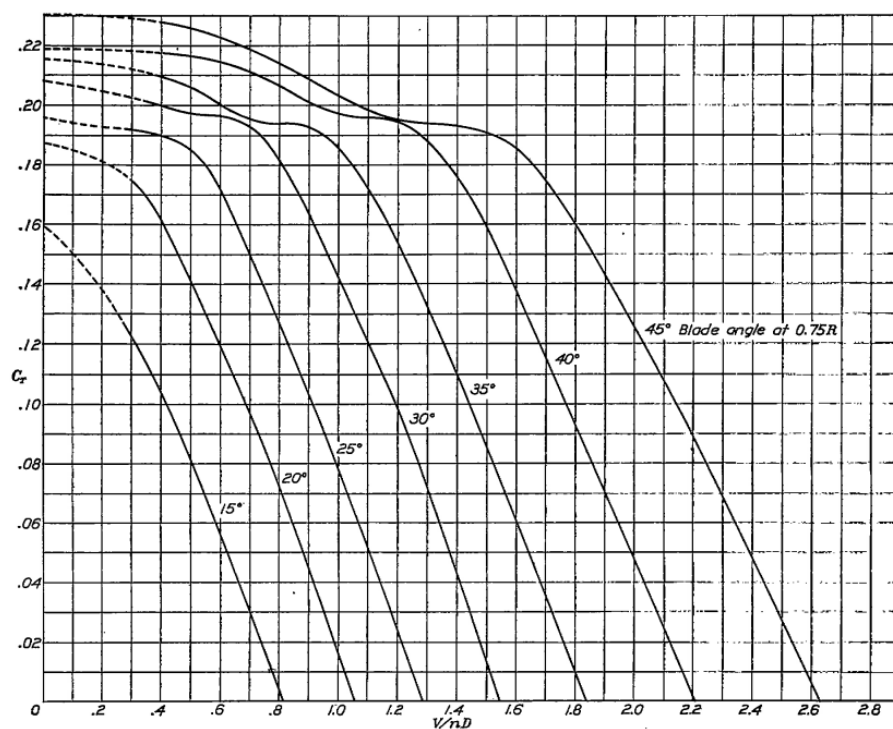
Pro $L > 1$ platí

$$E = 1 - (1 - L)^2 [88,036(L - 1)^2 + 2,6247(L - 1) + 1,3669] \quad 2.33$$

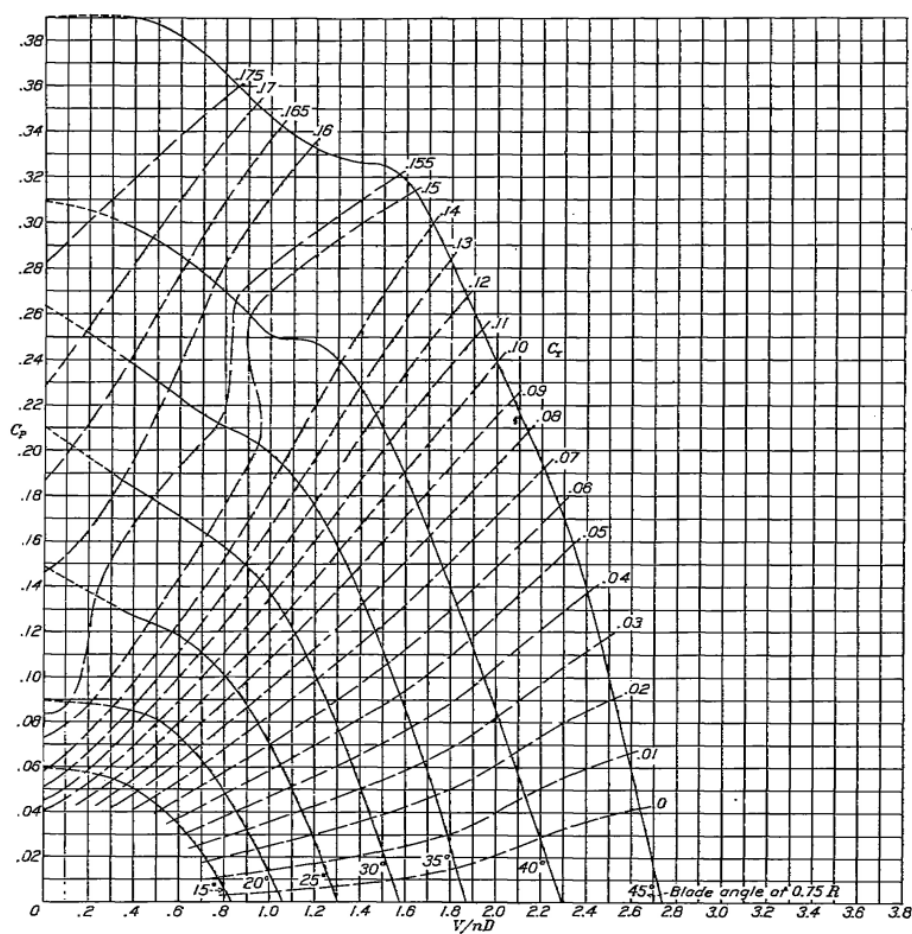
Vztahy 2.32 a 2.33 platí pouze pro pevné vrtule. Pro stavitelné vrtule je určen vztah 2.34.

$$E = 1 - (1 - L)^2 [1 + (0,8722L^2 - 1,3959L)] \quad 2.34$$

Z Obr. 2.14 a Obr. 2.15 je zřejmé, že zvyšováním úhlu nastavení dochází ke zvýšení koeficientu tahu i výkonu, neboť se vzroste průtok vzduchu vrtulí. Avšak při zachování konstantní účinnosti klesá postupový poměr.



Obr. 2.14 Koeficient tahu jako funkce úhlu nastavení [15]

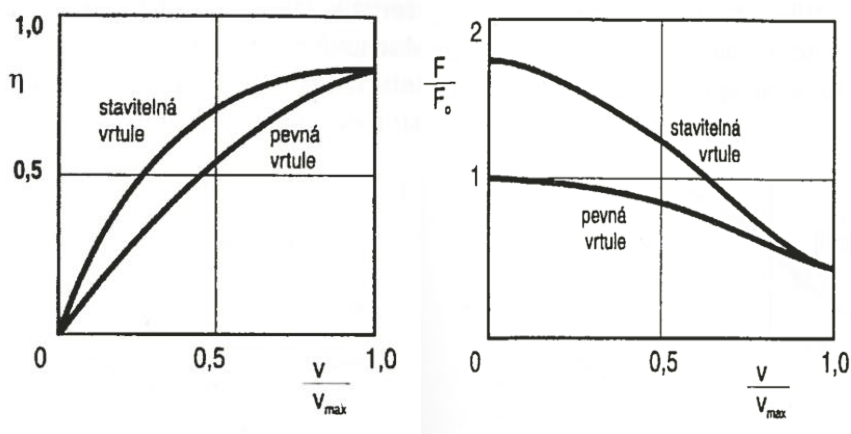


Obr. 2.15 Koeficient výkonu jako funkce úhlu nastavení [15]

2.6 Konstrukční typy vrtulí a jejich charakteristiky

V této kapitole se budeme zabývat některými konstrukčními typy vrtulí. Objektem našeho zájmu jsou především stavitelné vrtule, pro které jsou univerzální charakteristiky zavedeny. Vyšetřují se proto, aby se podle nich mohla zvolit nejvýhodnější vrtule. Je výhodné volit vrtuli, která se od ostatních liší pouze jedním parametrem. Nejčastěji to je úhel nastavení [10].

Stavitelné vrtule oproti pevným nabízí lepší průběh účinnosti a tahu v závislosti na měnících se letových podmínkách, který je patrný z Obr. 2.16.



Obr. 2.16 Účinnost pevné a stavitelné vrtule [19]

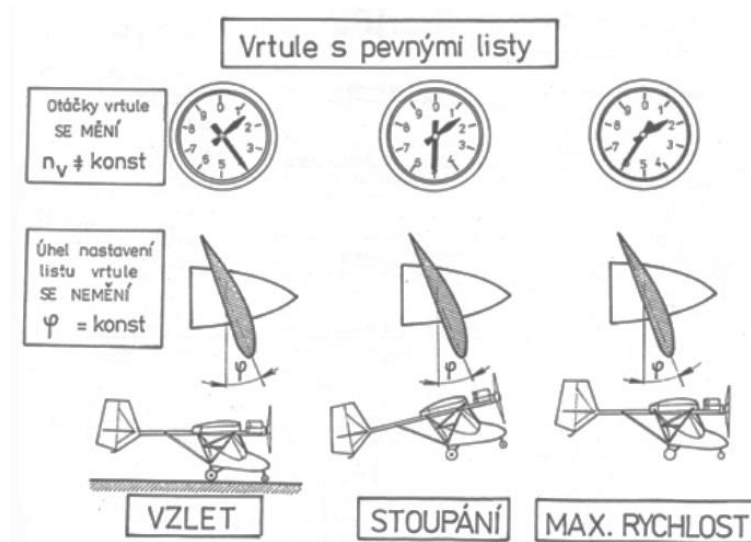
Stavitelné vrtule mají možnost pracovat při různých úhlech nastavení. Nejjednodušší typ stavitelné vrtule je dvoupolohový odpovídající podmínkám pro malé a velké stoupání [3].

Ke změně úhlu nastavení se využívá několika principů. Může ho měnit pilot na zemi, či ve vzduchu je řízen automaticky odstředivým regulátorem, hydraulickými, elektrickými servomotory. V takovém případě se aerodynamické síly působící na listy vyrovnávají s odstředivými silami od závaží umístěného na náboji vrtule [5].

2.6.1 Pevná vrtule

Hlavním rysem pevných vrtulí je to, že její listy zaujímají stálou polohu v rovině rotace (Obr. 2.17). To má za následek, že vrtule pracuje optimálně jen v úzkém rozsahu použitelných rychlostí letu a otáček. Pokud se bude skutečný úhel nastavení listů například vlivem deformací měnit, pak bude účinnost klesat. Vrtule může v extrémních případech vyvodit reverzní tah. Toho lze využít pro prudké snížení rychlosti letu [9].

Avšak hlavním nedostatkem pevných vrtulí je skutečnost, že výkon spotřebovaný vrtulí s rychlostí letu klesá, protože se s rychlostí letu snižuje úhel náběhu listu a tím i odpor, který klade otáčení vrtule. Při větších rychlostech letu klesá křivka koeficientu tahu i výkonu, jak je zřejmé z Obr. 2.13. A proto otáčky motoru budou při vzrůstající rychlosti stoupat. Pevná vrtule je navržena tak, aby při maximální rychlosti bylo dosaženo maximálního výkonu motoru. Tyto vrtule tedy nemohou při startu využít maximální výkon motoru. Je proto nutné změnit úhel nastavení vrtule [20].



Obr. 2.17 Režim práce pevné vrtule [20]

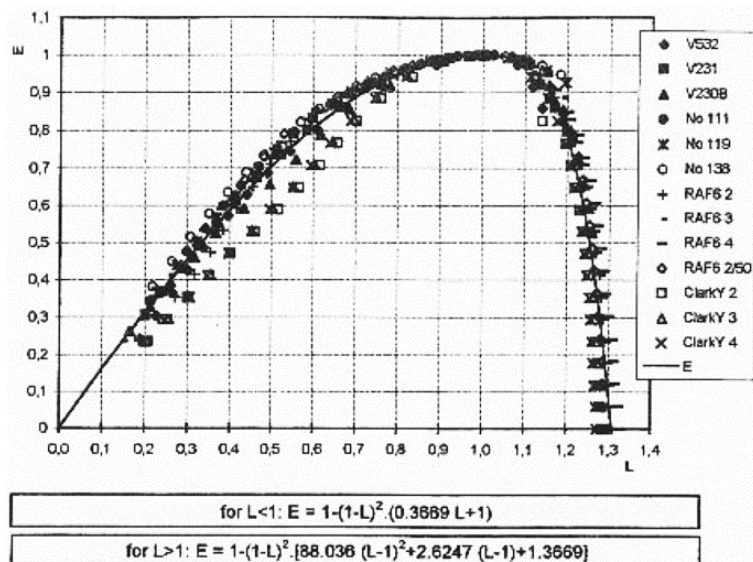
Jak již bylo zmíněno, pevná vrtule pracuje ideálně jen úzkém rozsahu otáček. Je nutné doplnit, že při tomto stavu je měrná spotřeba paliva minimální.

Výše uvedené vztahy můžeme použít pro poměrně přesné stanovení průběhu normalizované účinnosti, koeficientu výkonu a tahu. Vstupní data byla získána během měření v aerodynamickém tunelu, za účasti několika vrtulí o průměru 10 ft. Cílem měření bylo důkladně popsat efekt zvyšování počtu listů a úhlu nastavení vrtulí na aerodynamických charakteristikách [15].

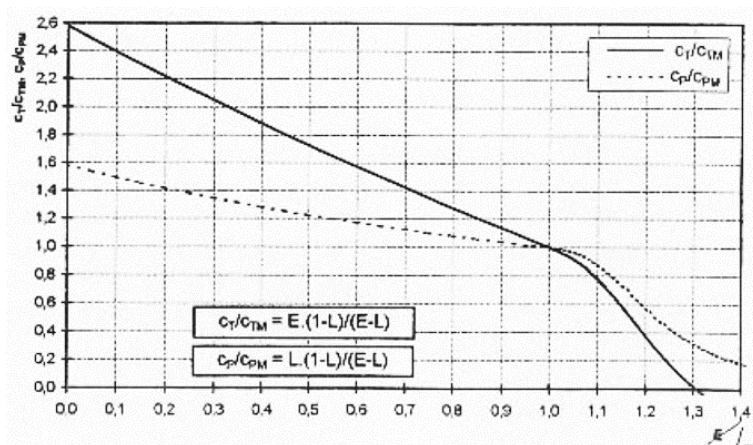
Na Obr. 2.18 a Obr. 2.19 jsou vyneseny hodnoty těchto veličin některých vrtulí (Tab. 2.1), které byly aproximovány křivkou. V tomto případě aproximace posloužila jako velice dobré přiblížení k průběhu účinnosti, koeficientu výkonu a tahu.

Tab. 2.1 Přehled použitých vrtulí pro aproximaci hodnot [18]

V532	No 136	Clark Y (2listá)
V231	RAF 6 (2listá)	Clark Y (3listá)
V230B	RAF 6 (3listá)	Clark Y (4listá)
No 111	RAF 6 (4listá)	
No 119	RAF 6 (2listá; 1,5t)	



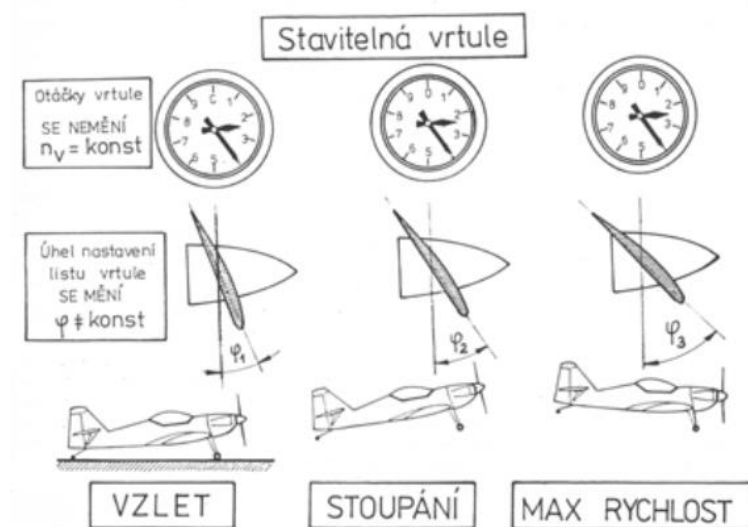
Obr. 2.18 Normalizovaná účinnost pevných vrtulí [18]



Obr. 2.19 Koeficient výkonu a tahu pevných vrtulí [18]

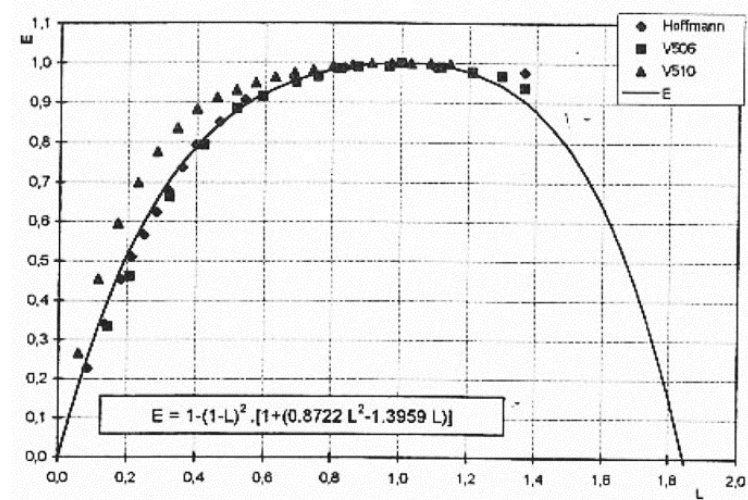
2.6.2 Stavitelná vrtule – constant speed

Pevná vrtule má ideální účinnost pouze pro 1 režim letu, proto vznikla vrtule, u které je stoupání listů variabilní mezi předem stanovenými limity (Obr. 2.20). Mechanismus v náboji vrtule mění nastavení tak, aby udržoval konstantní otáčky motoru, což umožňuje motoru pracovat při nejefektivnějších otáčkách. Variace stoupání také vedou k tomu, že vrtule neustále pracuje na maximální účinnosti. Protože stoupání listu může mít jakoukoli hodnotu mezi nakreslenými křivkami, účinnost vrtule se mění s J , jak ukazuje přerušovaná křivka na Obr. 2.7, která je obálkou všech samostatných křivek účinnosti a J .

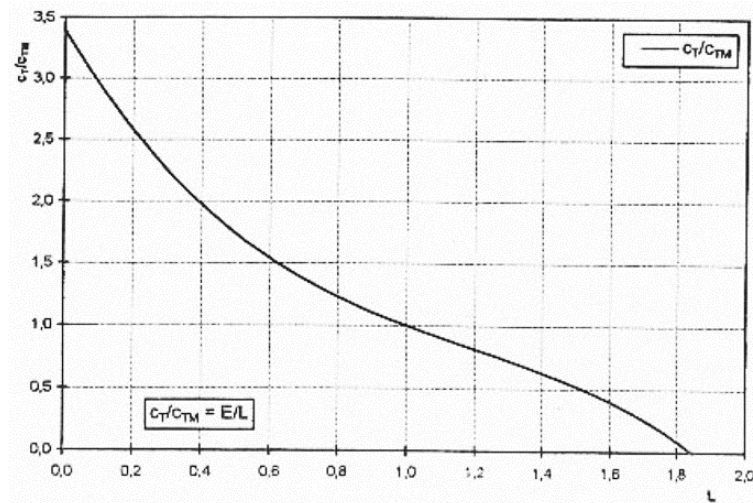


Obr. 2.20 Režim práce stavitelná vrtule [20]

Obdobně jako u pevných vrtulí můžeme normalizovanou účinnost a koeficienty a tahu a výkonu predikovat také u stavitelných (Obr. 2.21, Obr. 2.22). Byly použity hodnoty vrtulí Hoffmann, V506 a V510 [18].



Obr. 2.21 Normalizovaná účinnost stavitelných vrtulí [18]

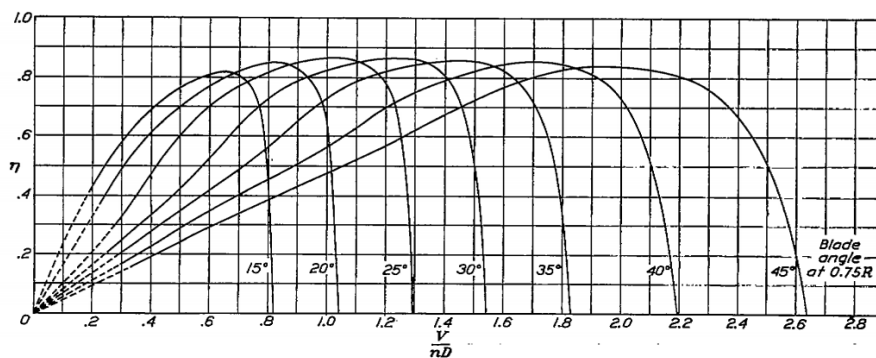


Obr. 2.22 Koeficient tahu stavitelných vrtulí [18]

Předpoklad vrtule pracovat vždy na své optimální účinnosti při přenosu energie produkované motorem při předem stanovených konstantních otáčkách vyžaduje velmi úzkou spolupráci sladění výkonu s motorem.

Vrtule konstantní rychlosti se také může nastavit do konfigurace minimálního odporu (praporu), kde části listu jsou téměř rovnoběžné se směrem letu. Slouží ke snížení odporu v případě poruchy motoru. U zpětného tahu je geometrické stoupání záporné, což umožňuje, aby vrtule poskytovala záporný tah, který doplní brzdy během jízdy na přistávací ploše, a také pomáhá při manévrování s letadlem na zemi [5].

Na Obr. 2.23 je pro demonstraci účinnosti na základně nastavení zvolen příklad kombinace 12válcového motoru Curtiss V-1570 Conqueror o výkonu 450 kW a 3listé vrtule 5868-9 s profilem Clark-Y [15].

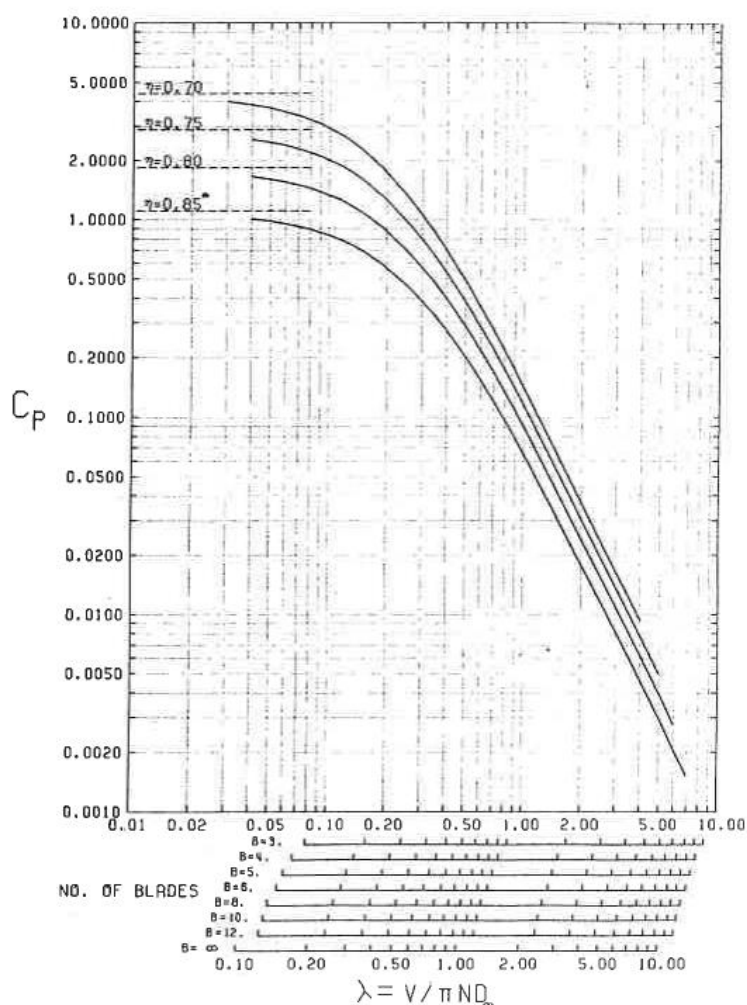


Obr. 2.23 Účinnost vrtule jako funkce úhlu nastavení [15]

2.7 Vliv počtu listů

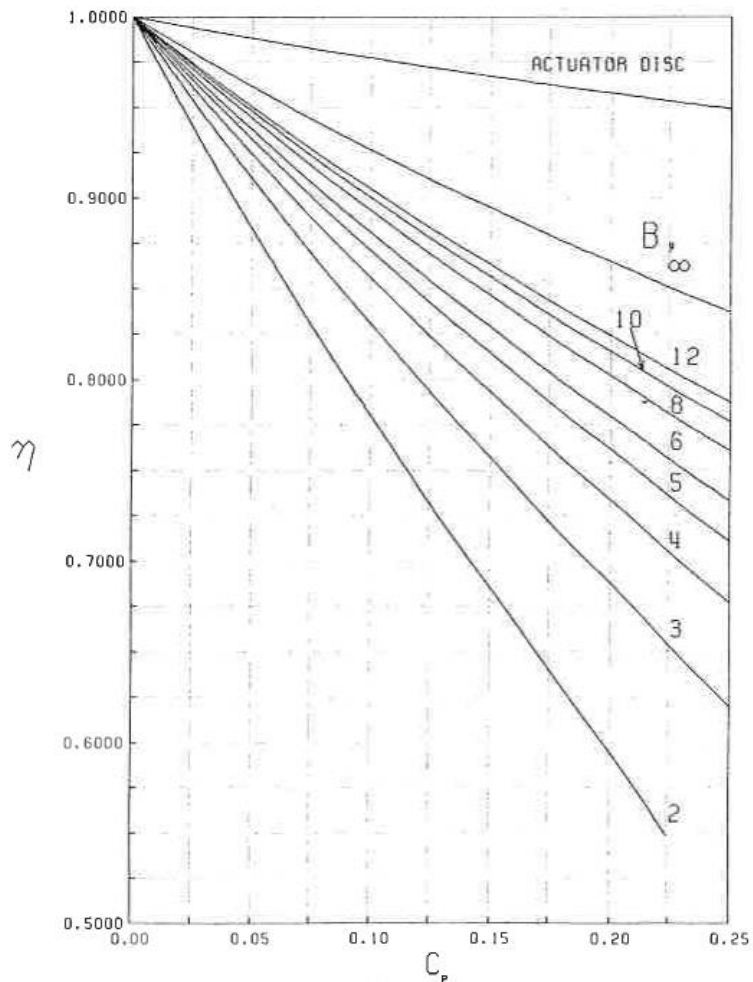
Jednotlivé vrtule se hlavně liší počtem listů, což výrazně ovlivňuje účinnost celého systému. Obecně platí, že s rostoucím počtem listů klesá účinnost. Theodorsen na základě výše popsaných výpočtů získané hodnoty vykreslil do diagramů, a to pro vrtule s různým počtem listů. Tyto diagramy můžeme považovat za velice dobrý zdroj pro předběžný návrh vrtulí. Efekt zvyšování hustoty lopatkové sítě, ať už zvyšováním počtu listů, nebo rozšířením listů vrtule má tyto negativa. Snižuje ztráty na koncích listů a zvyšuje cirkulaci kolem listu a tím pádem lokální rychlost proudění [15].

Počet listů ovlivňuje přeměnu výkonu motoru na propulsní sílu. Tuto skutečnost můžeme ověřit na jednoduchém příkladu, kdy předpokládáme výměnu 2listé letecké vrtule za 4listou na stejném letounu. Vícelistá vrtule potřebuje k práci větší točivý moment, zároveň dojde ke snížení výkonu na list. Tím pádem motor již nebude schopen otáčet vrtulí při původních otáčkách. Pokud zůstane zachován průměr a ostatní geometrické parametry, bude generován menší tah a výkon. Řešením je snížení točivého momentu tak, aby se otáčky přiblížily původní hodnotě. Nejjednodušší způsob, jak toho dosáhnout, je zmenšit průměr vrtule, což navíc snižuje hladinu hluku a hmotnost vrtule [2].



Obr. 2.24 Součinitel výkonu při konstantních účinnostech [12]

Je patrné, že koeficient tahu, se zvyšujícím počtem listů také roste, protože vícelisté vrtule mají vyšší hustotu lopatkové sítě. A proto lze očekávat ztrátu účinnosti při zvětšování šířky nebo počtu listů. Křivky účinnosti 3listých a 4listých vrtulí vykazují větší pokles, než bychom získali aplikací hybnostní teorie (Obr. 2.25). Je to proto, že tyto vrtule jsou v menších rychlostech účinnější než dvoulisté.



Obr. 2.25 Účinnost vrtulí (různý počet listů) v závislosti na součiniteli výkonu [12]

3 Pohonná jednotka

Vrtulová pohonná jednotka se skládá z vrtule a motoru. Motor dává určitý výkon na výstupním hřídeli, na nějž je instalována vrtule. Pokud je pohonná jednotka vybavena reduktorem, uvažujeme výkon na výstupním hřídeli za ním.

3.1 Způsoby měření výkonu

Stanovení výkonu leteckého pístového motoru je poměrně komplikovaná záležitost. Z hlediska realizace se provádí na zemi v certifikované zkušebně. Jak již bylo zmíněno, pohonná jednotka pracuje v rozdílných podmínkách závislých na výšce a rychlosti letu. Proto je velice vhodné tyto podmínky ve zkušebně co nejpřesněji nasimulovat. Je potřeba během zkoušky upravovat teplotu, vlhkost a tlak vzduchu přiváděného k sacímu ústrojí motoru. Pro stanovení samotného výkonu je potřeba na výstupní hřídel připojit zatěžovací zařízení, tzv. brzdu. V praxi se nejčastěji můžeme setkat s aerodynamickou a hydraulickou brzdou, které pracují na zcela odlišných principech.

Velice účinnou metodou je připojení dynamometru, tj. elektrické brzdy. Jedná se v podstatě o elektrický generátor stejnosměrného proudu, jehož zátěží je právě pístový motor. Z přeneseného kroutícího momentu a úhlové rychlosti je možné spočítat velikost výkonu na výstupním hřídeli [21].

Spolu s výsledky měření na motorové brzdě jsou základními parametry pro určení výkonových charakteristik leteckých motorů.

3.2 Zástupci pístových motorů

Abychom mohli jednotlivé motory a jejich výkony porovnávat, využíváme charakteristiky, které obsahují závislosti vícero veličin. V této kapitole jsou představeny 2 typičtí zástupci motorů – 6válcový Lycoming a 4válcový Rotax. Podrobnější informace k motorům jsou uvedeny v příloze B.

3.2.1 Lycoming O-540

Lycoming O-540 je rodina vzduchem chlazeným 6válcových motorů vyráběných americkou firmou Lycoming Engines (Obr. 3.1). Válce jsou v konfiguraci boxer, tzn. válce se nachází v protiběžném uspořádání. Zaveden do provozu byl v roce 1957. V roce 1963 vznikla verze se vstříkváním. Tímto motorem je osazeno mnoho jedno i vícemotorových letadel a lehkých vrtulníků v kategorii General aviation, zejména od výrobců jako je Cessna (182, 206), Piper (PA-31 Navajo, PA-46 Mirage), Robinson (vrtulník R44), Extra (EA-260, EA-300) nebo Zlin (Z-143, Z-50) [21, 22].



Obr. 3.1 Lycoming O-540 A series

3.2.2 Rotax 912 Uls

Rotax 912 Uls je 4válcový letecký motor vyráběný rakouskou firmou Rotax Aircraft Engines (Obr. 3.2). Stejně jako u předešlého motoru, také Rotax disponuje uspořádáním boxer kvůli kompaktním rozměrům a nízké hmotnosti. Je chlazen kombinovaně vzduchem a kapalinou. Vyrábí se od roku 1984 a v současné době je nejpopulárnějším motorem v kategorii ultralight [23, 24].



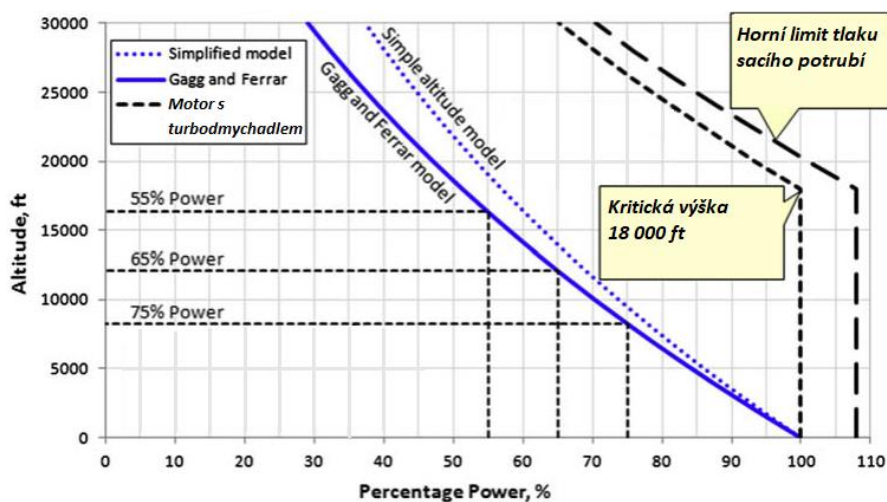
Obr. 3.2 Rotax 912 ULS

3.3 Problém tlaku plnění

Tlak plnění válců může být zvýšen dvěma způsoby. Samotným nápořem vzduchu, protože s rychlostí letu roste s druhou mocninou i dynamický tlak. Je třeba zajistit, aby přívod nebyl blokován a v sacím potrubím nevznikaly zbytečné ztráty. Druhou možností je zvýšení tlaku přeplňováním, kterou se zabývá následující odstavec.

Pokles výkonu u běžného atmosférického motoru je způsoben zejména výškou letu a z toho vyplívajícího poklesu hustoty vzduchu, teploty a menším tlakem plnění než v přízemním letu. Aby se tomuto nedostatku předcházelo, je k motoru instalován kompresor nebo turbodmychadlo. Kompresor, který je nejčastěji radiálního typu, je poháněn přímo nebo nepřímo klikovým hřídelem. Dosahuje až 120000 otáček za minutu. I když k jeho provozu je vyžadována část výkonu motoru, má velmi příznivý vliv na zvýšení tlaku plnění.

Naproti tomu turbodmychadlo je poháněno výfukovými plyny a, pracuje-li v ideálních podmínkách, nevyvozuje žádnou zátěž pro motor a je účinnější než kompresor. Jeho přítomnost však snižuje výstupní tlak spalín, což naopak účinnost mírně snižuje. Pokles tlaku je úzce spjat s otáčkami, nastavením škrtící klapky, tlakem okolního prostředí a geometrií sacího potrubí. Existují dva způsoby využití turbodmychadel. První zvyšuje tlak pouze do určité výšky, které se říká nominální nebo kritická, a to na úroveň hladiny moře (Obr. 3.3). Kritická výška se nejčastěji udává 18000 stop (5500 metrů). Druhý způsob zvyšuje tlak ještě více, na horní limit tlaku v potrubí sání [2].



Obr. 3.3 Výška jako funkce výkonu [2]

3.4 Motorové charakteristiky

Propulzní síly představují druhou nejvýznamnější skupinu sil působících na letadla. Propulzní síla je tahová síla vyvozovaná pohonnou jednotkou. Pro řešení letových výkonů je třeba znát tah, výkon a spotřebu paliva v závislosti na provozních podmínkách, kterými jsou zpravidla výška letu, rychlost a otáčky. Podle provozních parametrů rozlišujeme výkonové charakteristiky, které jsou nejčastěji uvedeny v motorových manuálech. Dále se běžně uvádí závislosti na rychlosti, přípuštění motoru nebo otáčkách [6].

3.4.1 Výkonová charakteristika

Nejprve je nutné si definovat základní ukazatel efektivity každého motoru, a to je výkon. Stejně jako křídlo, tak i vrtule při své práci je zatížena odporem třecím, indukovaným a vlnovým. To znamená, že pocítíme jistý úbytek výkonu produkovaný motorem [26]. Takový výkon se nazývá využitelný P_V a můžeme ho vyjádřit jako součin rychlosti letu a tahu produkovaného vrtulí (3.1) [19].

$$P_V = VT_V \quad 3.1$$

Využitelný tah závisí především na aerodynamických charakteristikách vrtule, režimu letu, hustotě, výšce a režimu práce motoru.

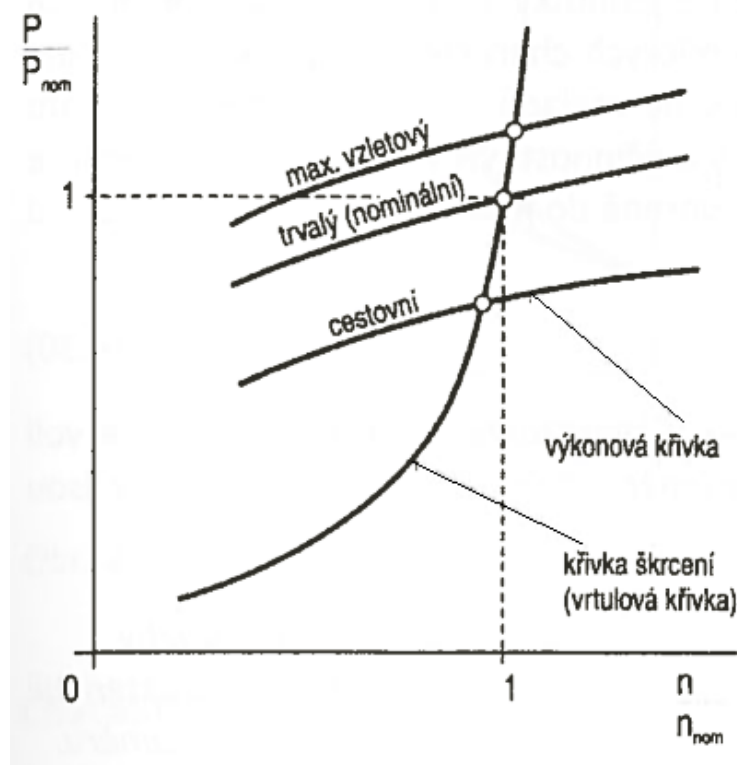
Výkonová závislost se nejčastěji vyjadřuje jako funkce výšky nebo otáček motoru na výstupním hřídeli. Oba tyto případy jsou na následujících stranách detailně popsány. Výška je charakteristická určitým tlakem, hustotou a teplotou vzduchu, což má na výkon velký vliv, který se vzrůstající výškou klesá. Vliv výšky na výkon popisuje jednoduchý vztah v rovnici 3.2.

$$P = P_0 \frac{\rho}{\rho_0} \quad 3.2$$

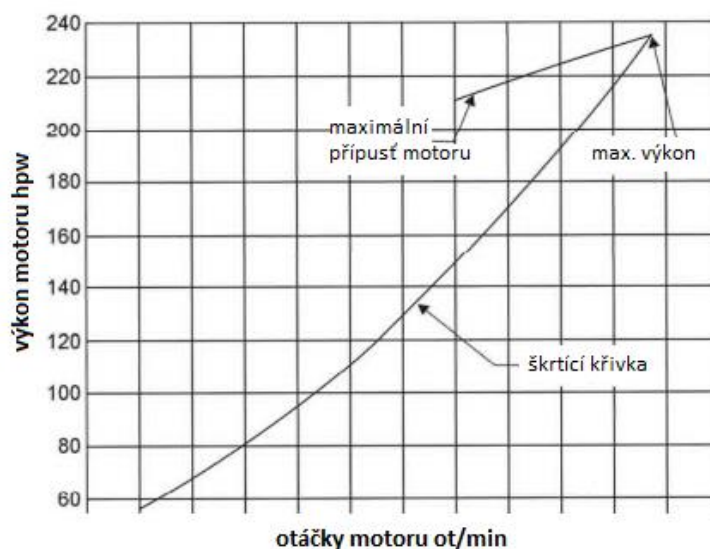
Lze však použít vztah mnohem přesnější (3.3), který je v literatuře pojmenován podle autorů - Gagg-Ferrar [2].

$$P = P_0 \left(1,132 \frac{\rho}{\rho_0} - 0,132 \right) \quad 3.3$$

Na Obr. 3.4 a Obr. 3.5 je znázorněna tzv. výkonová křivka, tedy závislost výkonu na otáčkách nebo rychlosti letu pro tři základní režimy práce motoru, tj. vzletový, trvalý (nominální) a cestovní režim. Výkonová charakteristika představuje charakteristiky vrtule a motoru při společné práci. Je zde také uvedena vrtulová křivka, tedy křivka výkonu odebíraného vrtulí, jejichž průsečíky označují stav, kdy se dodávaný a odebíraný výkon rovnají [19].



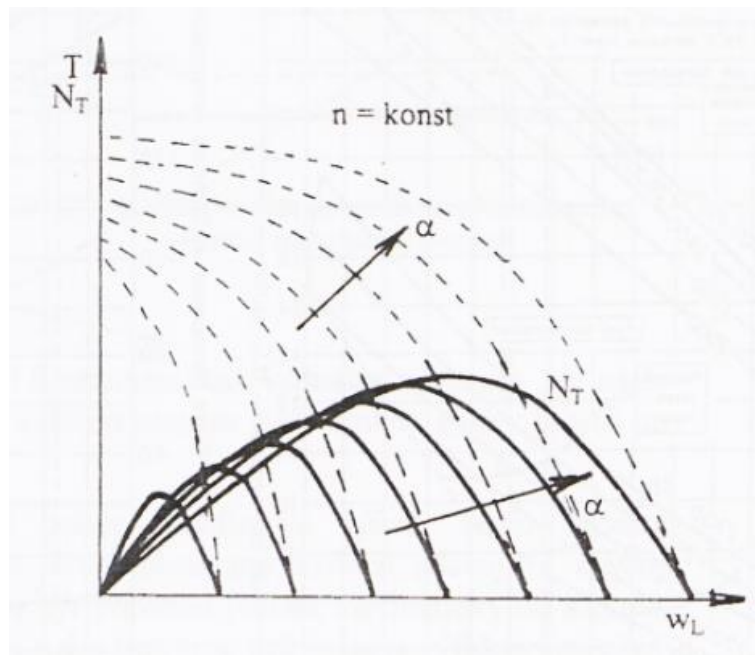
Obr. 3.4 Výkonové charakteristiky obecného motoru a pevné vrtule [19]



Obr. 3.5 Výkonové charakteristiky motoru Lycoming IO-540B [22]

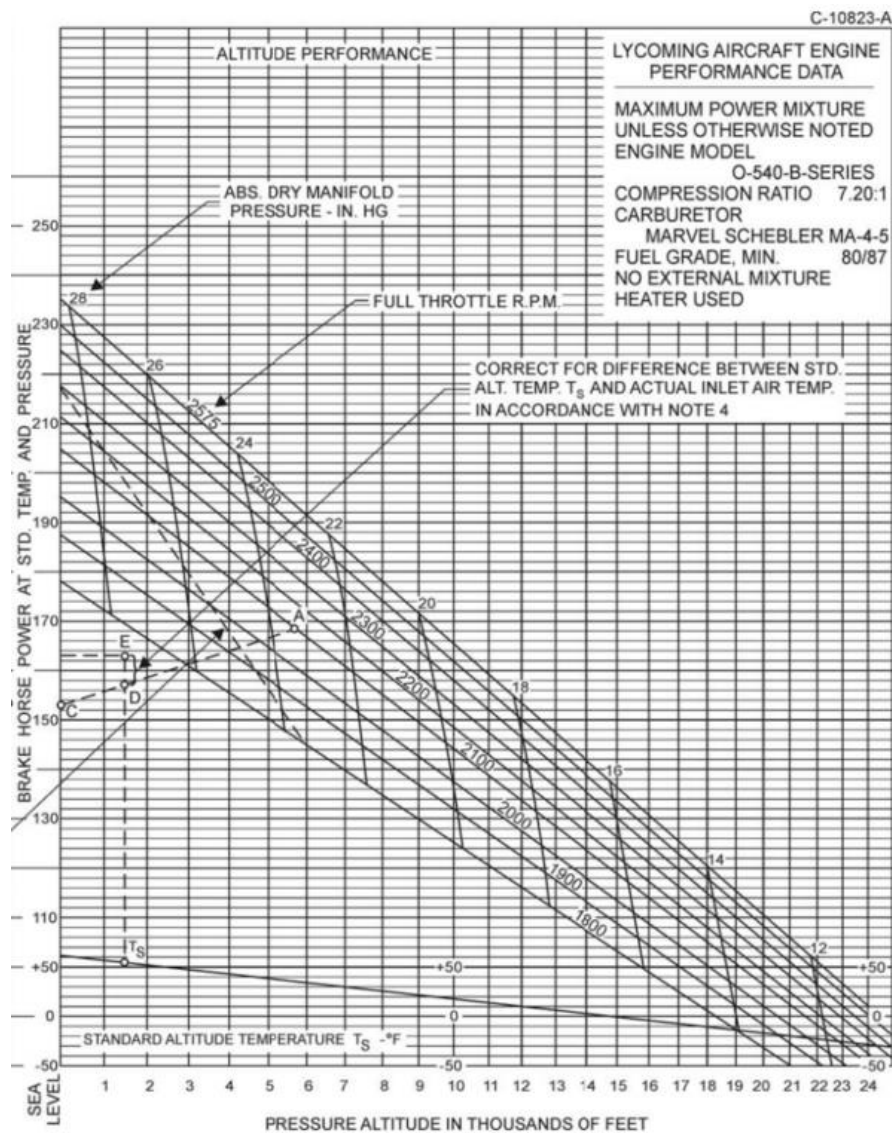
Obecně můžeme uvažovat, že výkon generovaný pístovým motorem při konstantní rychlosti letu je nezávislý na rychlosti. Znamená to, že pokud motor produkuje určitý výkon pro konkrétní letový režim, například, při pádové rychlosti, bude při maximální rychlosti letu produkovat stejný výkon. Ve skutečnosti výstupní výkon závisí na více parametrech, mimo jiné na tlaku ve výfukovém potrubí. Pokud je hodnota tlaku závislá na rychlosti letu, což můžeme snadno potvrdit, pak se i výkon motoru stane závislým na rychlosti letu [2].

Vyjádření závislosti se liší podle typu motoru a vrtule. Obr. 3.6 vyjadřuje výkon jako funkci rychlosti stavitelné vrtule. Jelikož víme, že stavitelné vrtule pracují v režimu konstantní účinnosti nebo otáček, je zde jedinou proměnou úhel nastavení vrtule.

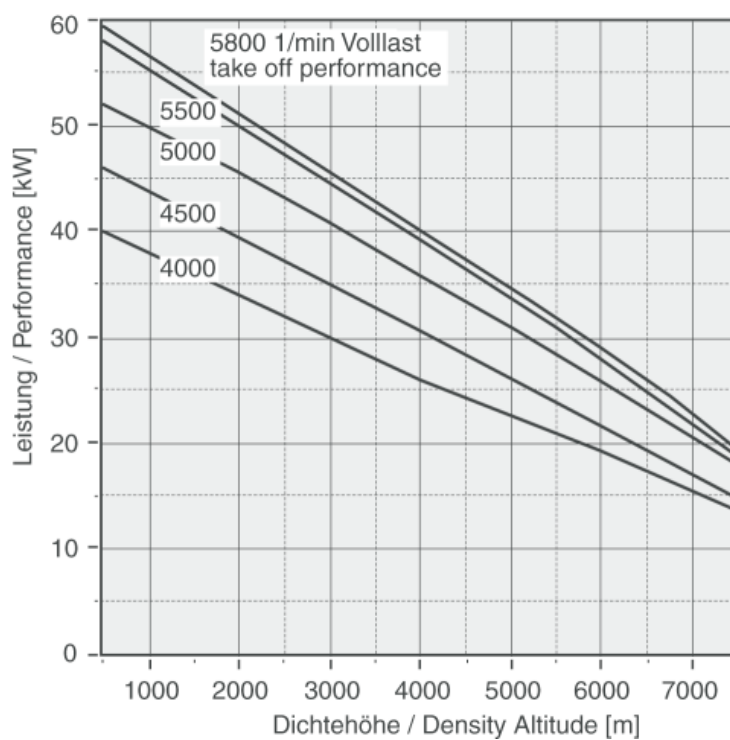


Obr. 3.6 Výkonová charakteristika motoru se stavitelnou vrtulí [6]

Následující grafy (Obr. 3.7 a Obr. 3.8) popisují výkonové charakteristiky pístových motorů, a to závislost výkonu naměřeného na brzdě (brake horse power) na výšce letu a v závislosti na otáčkách motoru. Tyto grafy jsou velice užitečné, neboť nabízí ucelený přehled provozních charakteristik, které byly použity pro náš univerzální výpočtový model.



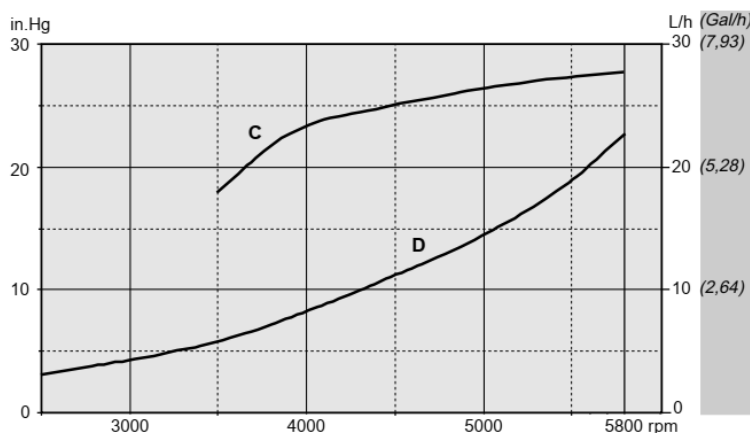
Obr. 3.7 Výkonová charakteristika motoru Lycoming O-540 [22]



Obr. 3.8 Výkon motoru Rotax 912 Uls jako funkce letové hladiny [24]

3.4.2 Spotřeba

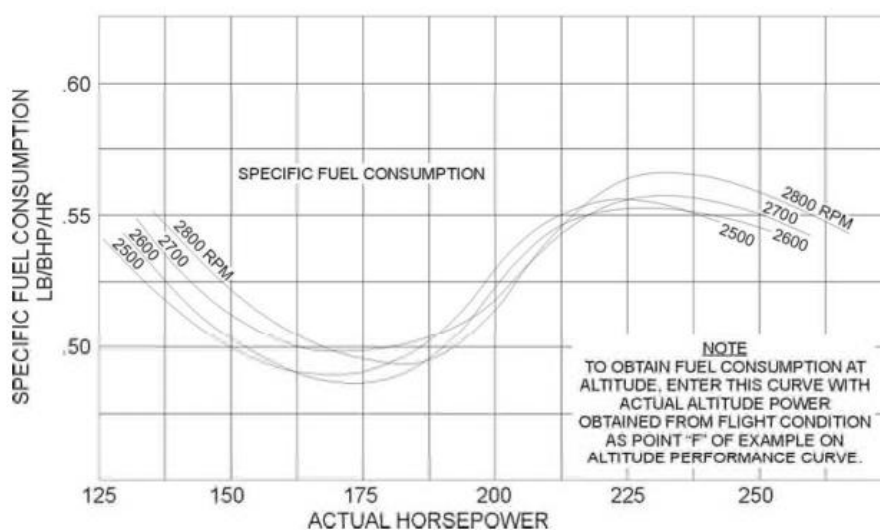
Spotřeba motoru je hlavním ukazatelem efektivity každého motoru. Závislosti vyjadřujeme jako funkci výkonu, otáček motoru nebo letové hladiny. Standartní jednotkou bývá objemový (nebo v některých případech hmotnostní) tok paliva.



Obr. 3.9 Spotřeba (křivka D) jako funkce otáček motoru Rotax 912 Uls, křivka C vyjadřuje průběh tlaku plnění [24]

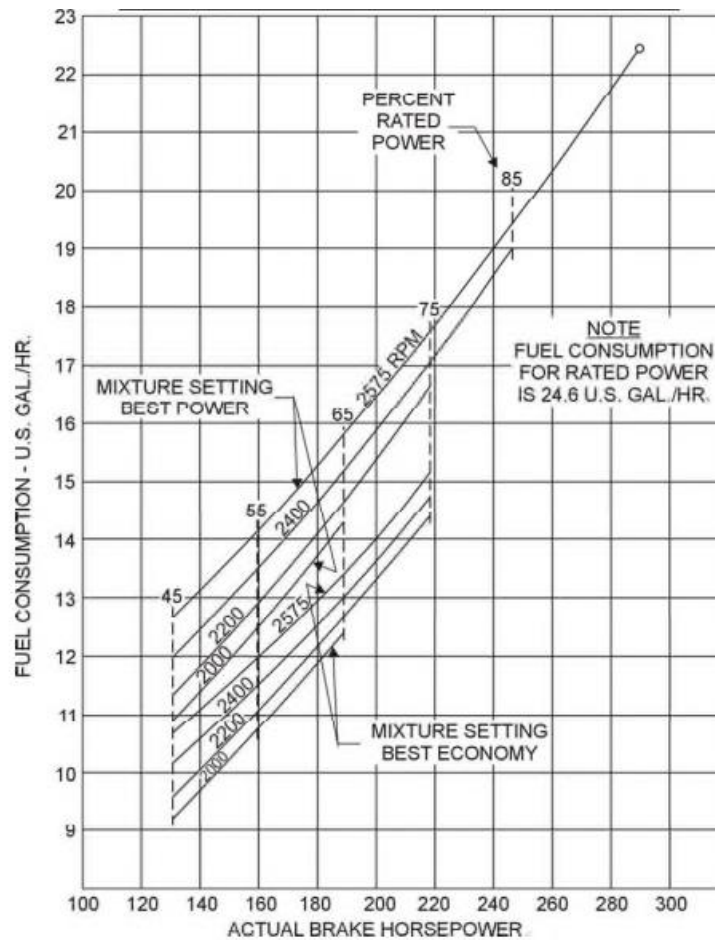
Specifická spotřeba je označení veličiny, která vyjadřuje efektivitu spotřeby a přeměny energie na výkon. Jedná se o objemový tok paliva nebo též hodinové spotřeby v daném režimu letu na jednotku výkonu (3.4). Pístové motory jsou zpravidla nejefektivnějším zástupcem motorů používaného v letectví. Proto je při výběru vhodné pohonné jednotky pro letoun tento parametr nesmírně důležitý, hlavně z hlediska vytrvalosti a doletu. Specifickou spotřebu znázorňujeme jako funkci otáček nebo výkonu (Obr. 3.10) [2].

$$SFC = \frac{C_{ep}}{P} \quad 3.4$$



Obr. 3.10 Specifická spotřeba jako funkce výkonu motoru Lycoming O-540 [22]

Velice užitečné informace jsou uvedeny na Obr. 3.11, který zobrazuje závislost spotřeby na dodaném výkonu při konstantních otáčkách. Také vyjadřuje výkonové omezení daného motoru pro maximální a ekonomický režim letu při dodávce různé bohatosti směsi. Tento typ grafu poskytl stěžejní informace potřebné k vytvoření výpočtů v této diplomové práci.



Obr. 3.11 Charakteristika motoru Lycoming IO-540 B [22]

4 Vlastní výpočet

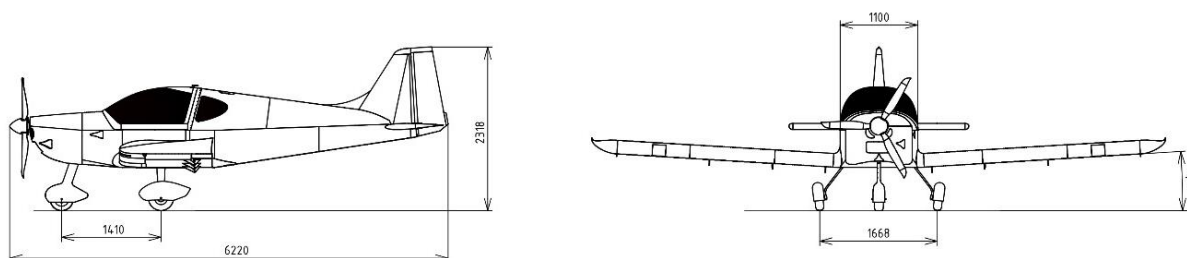
Cílem této práce je na základě znalostí charakteristik vrtulí a pístových motorů zpřesnit výpočet, a to především při jejich vzájemné práci. Za tímto účelem byly definovány určité postupy, které vliv těchto závislostí zohledňuje. Výpočet je založen na společné práci motoru a vrtule. Přenásobíme-li výkon motoru účinností vrtule, dostaneme potřebný výkon. Tento výkon je třeba pro udržení ustáleného horizontálního letu při dané rychlosti. Výkon, odpovídající návrhovému režimu motoru, se označuje jako nominální.

4.1 Představení letounu

Pro vytvoření výpočetního modelu byl použit letoun Alto 912 TG Medlánecké společnosti DirectFly. Jedná se o jednomotorový dvoumístný samonosný celokovový dolnoplošník kategorie ultralight. Disponuje pevným tříkolovým podvozkem s předním říditelným kolem. Křídlo je poloskořepinové konstrukce a je vybaveno integrálními nádržemi s kapacitou 100 litrů paliva. Uspořádání sedadel je řešeno vedle sebe. Pro pohon je možné zvolit vrtuli stavitelnou nebo pevnou. Pro naše účely je zvolena konfigurace s elektronicky stavitelnou vrtulí Woodcomp 3000/3N. Základní parametry jsou uvedeny v Tab. 4.1.

Tab. 4.1 Parametry letounu Alto 912 TG [27]

Délka	6,15 m
Rozpětí	8,20 m
Plocha křídla	10,6 m ²
Průměr vrtule	1,7 m
Počet sedadel	2
Objem nádrží (max. hmotnost paliva)	100 l (72,2 kg)
Pohonná jednotka	Rotax 912ULs
Prázdná hmotnost	288 kg
Maximální vzletová hmotnost	600 kg
Nepřekročitelná rychlost	243 km/h
Cestovní rychlost	175 km/h
Pádová rychlost, přistávací konfigurace	76 km/h
Pádová rychlost, čistá konfigurace	87 km/h
Dolet	1050 km
SFC při režimu maximálního výkonu	0,285 kg/kWh
SFC při ekonomickém režimu	0,24 kg/kWh



Obr. 4.1 Náčrty letounu Alto 912 TG [27]

Pro stanovení univerzálních funkcí je potřeba aproximovat body vhodnou metodou. Byla použita metoda nejmenších čtverců, jejíž princip je popsán níže.

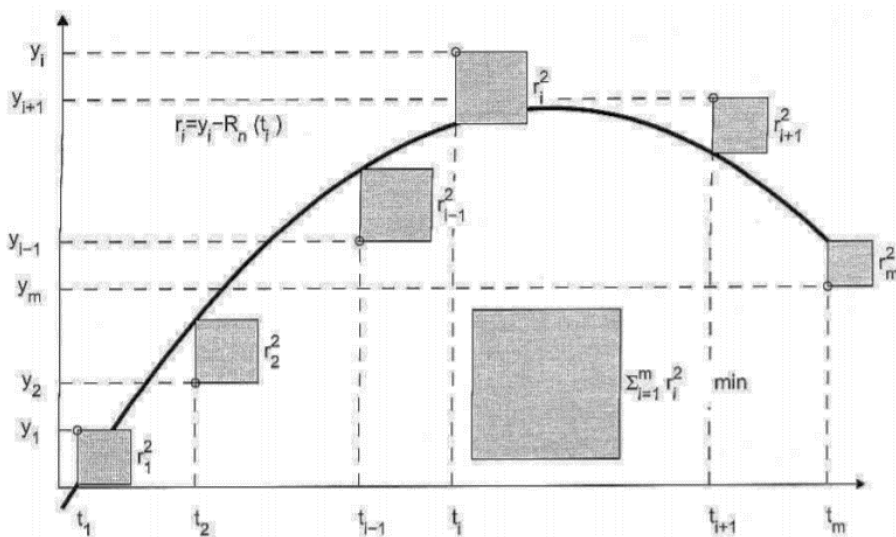
4.3 Metoda nejmenších čtverců

Metoda nejmenších čtverců (Obr. 4.3) je metoda pro aproximaci hodnot, které jsou buď dány empirickým vzorcem nebo jsou výsledkem měření, které je často zatíženo chybami. Rozdíly mezi hledanou funkcí a hodnotami jsou tzv. rezidua (4.1).

$$r = y - Ax \quad 4.1$$

Kde parametry x chceme určit tak, aby rezidua byla co nejmenší. Aproximaci metodou nejmenších čtverců získáme tak (4.2), že čtverce těchto reziduí minimalizujeme [28].

$$\|r^2\| = \sum_{i=1}^m r_i^2 \rightarrow \min \quad 4.2$$

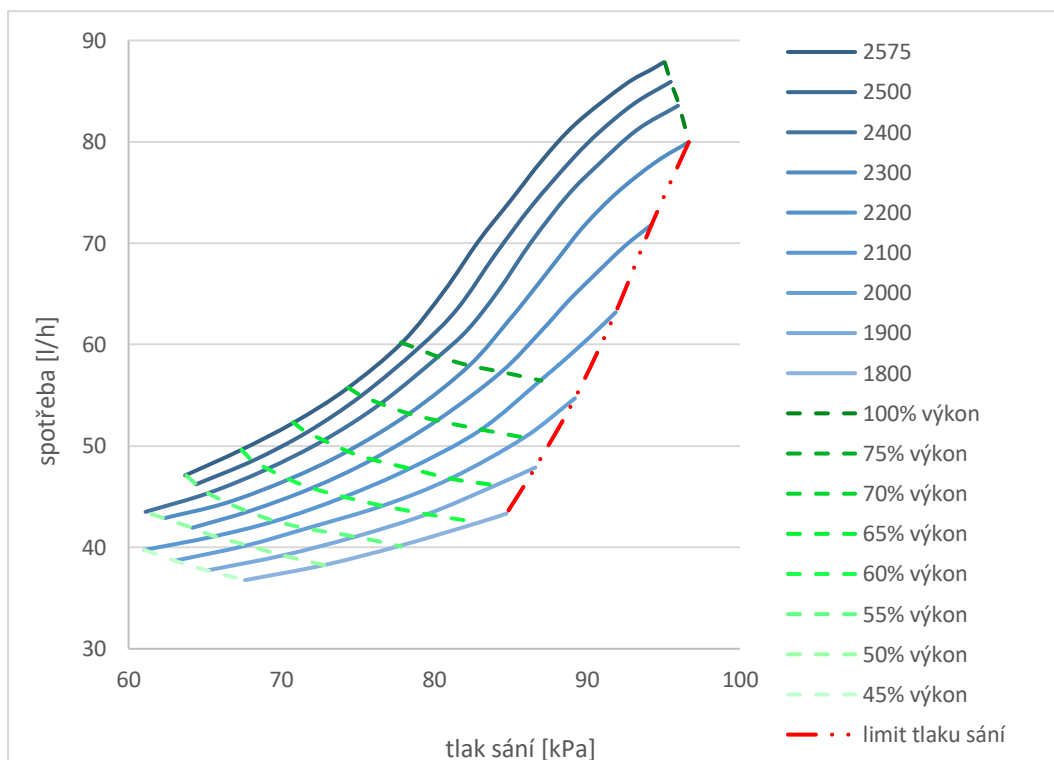


Obr. 4.3 Metoda nejmenších čtverců [28]

4.3.1 Omezení aproximace

V následujících kapitolách nebudeme z několika důvodů pracovat s veličinami, jejichž rozsah je neomezený. Problém si můžeme demonstrovat na motoru Lycoming IO-540 B. Jak vyplývá z Obr. 4.4, minimální hodnota přípusti motoru má konkrétní hodnotu 45%, a proto sledovat motor při nižším výkonu nemá smysl. To samé platí pro otáčky, jejichž minimální hodnoty jsou běžně dány volnoběhem. Zde jsou konkrétně definovány od hodnoty 1800 ot/min a výše.

Je třeba také vyřadit nelogické kombinace výkonu a otáček, například minimální otáčky při maximálním výkonu a naopak. Každý motor je také limitován maximálním tlakem plnění, jehož limitní křivka je zobrazena taktéž na Obr. 4.4. Je zřejmé, že tato omezení se budou u různých motorů s různými výkony nepatrně lišit, avšak podstata věci zůstává u všech stejná.



Obr. 4.4 Pracovní rozsah motoru Lycoming IO-540 B [22]

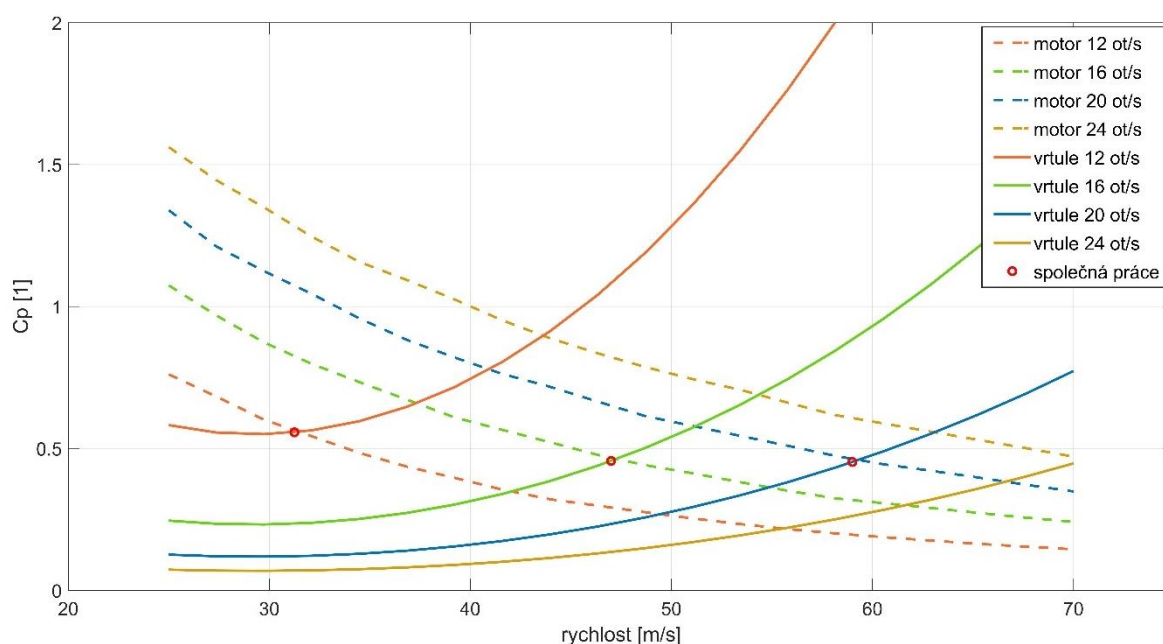
Rozsahy definičních oborů byly zvoleny se záměrem použít pro aproximaci co nejvíce bodů tak, aby byla aproximace co nejspolehlivější. Tedy aby koeficient determinace se blížil k jedné. To je důvod, proč účinnost vrtule nabývá hodnot až 95%, přičemž reálné vrtule disponují účinnostmi kolem 85%. V každé z následujících kapitol bude stanoveno, v jakém definičním oboru bude výpočet proveden.

4.4 Vrtulová část

Pro výpočet byly použity hodnoty koeficientu výkonu a postupového koeficientu při konstantní účinnosti skupiny vrtulí z Obr. 2.24. Jedná se o graf z práce prof. Theodorsena v kapitole 2.4.3, který vykresluje normalizované charakteristiky skupiny vrtulí. V této práci jsou použity grafy jen pro 3listé vrtule, neboť jsou mezi lehkými letadly velice běžné.

Jelikož hledáme ideální nastavení motoru, tzn. aby se dodávaný výkon motoru rovnal spotřebovávanému výkonu vrtule, je třeba zvolit vhodnou bezrozměrnou veličinu, kterou můžeme označit za univerzální ukazatel schopnosti přenést určitý výkon. To je koeficient výkonu c_p . Jeho závislost na postupovém koeficientu λ , tj. veličině do které vstupuje rychlost letu a otáčky motoru, lze snadno vykreslit. A to i pro potřebný výkon.

Body ideální součinnosti práce motoru a vrtule jsou právě průsečíky závislosti c_p . Jeho konkrétní hodnoty byly stanoveny způsobem iterací dle algoritmu.



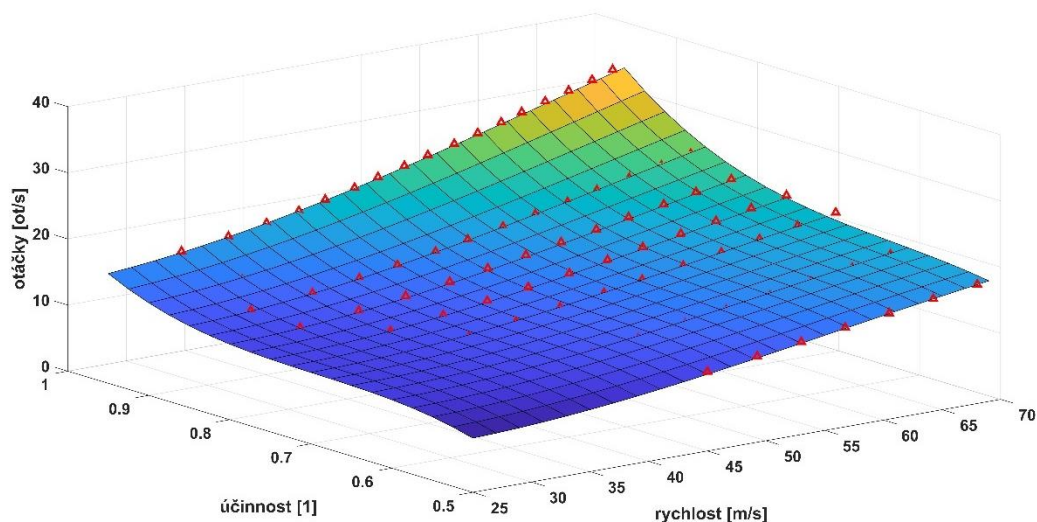
Obr. 4.5 Průběh c_p motoru a vrtule pro konstantní účinnost 75%

Na Obr. 4.5 jsou již v závislosti na rychlosti tyto průsečíky vykresleny, a to pro konkrétní účinnost vrtule 75%. Analogickým způsobem byly zjištěny průsečíky i pro ostatní stanovené rychlosti, jejichž všechny hodnoty jsou uvedeny v příloze A. Je nutné dodat, že průsečíky nejsou definovány pro celý rozsah provozních otáček, protože nízké otáčky nemohou pokrýt výkon motoru při vysokých rychlostech a naopak. Proto pro každou účinnost byly vytvořeny jinak velké soubory dat.

Rychlost byla v této části poslední hledaná veličina, všechny ostatní jsou již známy, neboť vstupují do výpočtu. Jelikož do výpočtu vstupuje celá škála provozních otáček, je možné ji vykreslit jako funkci rychlosti a účinnosti vrtule. Body byly aproximovány v programu Matlab metodou nejmenších čtverců polynomem 2. stupně (Tab. 4.2, Obr. 4.6). Rovnici není třeba stanovit, neboť pro výpočet není zásadní.

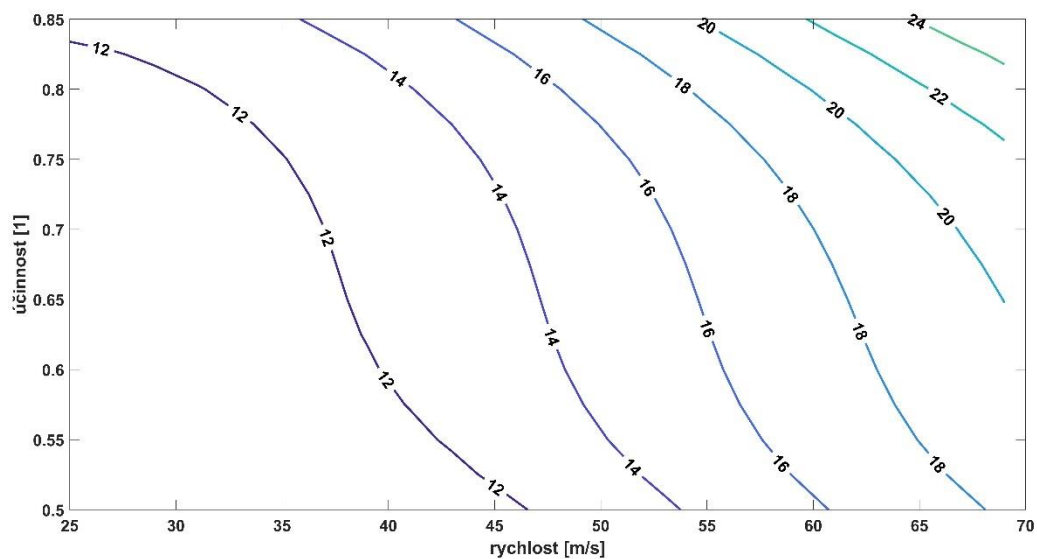
Tab. 4.2 Parametry aproximace vrtulové části

Počet bodů	92
R^2	0,98
Definiční obor V	$\langle 25 ; 70 \rangle$
Definiční obor η	$\langle 0,5 ; 0,95 \rangle$



Obr. 4.6 Aproximace bodů v soustavě tří os

Na Obr. 4.7 můžeme pozorovat ideální nastavení otáček v závislosti na rychlosti letu a účinnosti vrtule. Rozsah sledovaných otáček u motoru Rotax 912 Uls je 12 až 24, jinými slovy ideální účinnosti vrtule při zvolené rychlosti můžeme dosáhnout v tomto rozsahu otáček. Zatímco na Obr. 4.6 jsou otáčky definovány v maximálním možném rozsahu, na Obr. 4.7 již s omezením minimální hodnoty otáček při volnoběhu a maximální účinnosti vrtule 85%.



Obr. 4.7 Vykreslení kontur provozních otáček

4.5 Motorová část

V motorové části se zabýváme čistě výkony motorů, které označujeme jako využitelné. Závislosti motorové části byly získány na základě technických a výkonových dat 12 motorů od třech hlavních výrobců působících v segmentu výroby pístových leteckých motorů. Všechny parametry jsou uvedeny v příloze B.

Nyní je potřeba vytvořit univerzální závislosti motoru, kterému budeme říkat univerzální model motoru. V něm figurují tyto veličiny:

- SFC – specifická spotřeba [l/kWh]
- RPM – podíl sledovaných a maximálních otáček [%]
- P – podíl sledovaného a maximálního výkonu [%]

Pomocí programu Matlab byla data uvedená v příloze B a průběhy zmíněných veličin z vybraných manuálů [22][24][29][30][31] normalizována a abychom s nimi mohli pracovat, byla převedena do bezrozměrných jednotek (jednotku specifické spotřeby uvažujeme za univerzální). Motorové manuály obsahují závislosti veličin při různých režimech letu, jako tomu je na Obr. 3.7, Obr. 3.8, Obr. 3.9, Obr. 3.10, Obr. 3.11. Tyto křivky byly převedeny pomocí programu WebPlotDigitizer [32] na digitální body.

Tab. 4.3 Parametry univerzálního modelu motoru

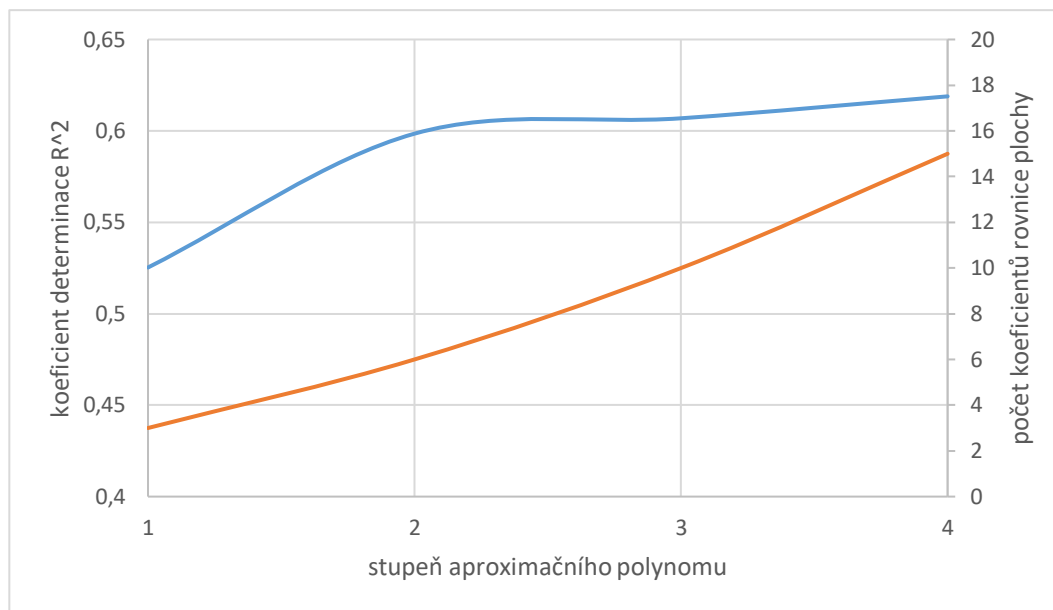
počet sledovaných motorů	12
počet bodů	340
definiční obor RPM	$\langle 0,3 ; 1 \rangle$
definiční obor P	$\langle 0,2 ; 1 \rangle$

Každý bod v grafu představuje konkrétní nastavení motoru při daném letovém režimu, jehož rozsahy jsou definovány v Tab. 4.3. Tyto body v prostoru byly pomocí metody nejmenších čtverců aproximovány polynomelem 2. stupně (Obr. 4.9). Vhodnost zvoleného stupně aproximačního polynomu popisuje Tab. 4.4 a Obr. 4.8.

Tab. 4.4 Možnosti aproximace polynomelem

stupeň	1	2	3	4
R^2	0,525	0,598	0,606	0,618
počet členů	3	6	10	15
R^2 vztažen k přírůstku členů	0,18	0,20	0,15	0,12

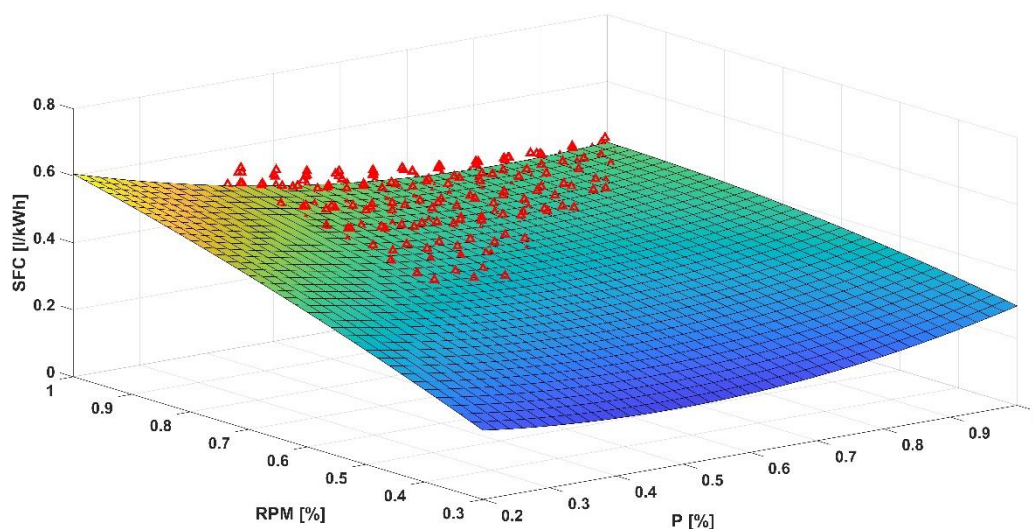
Se vzrůstajícím stupněm aproximačního polynomu neúměrně stoupá také počet členů polynomu, přičemž koeficient determinace nikoliv. Práce s rovnicí o více členech znamená vyšší požadavky na výkon výpočetní sestavy a také delší čas. Na základě koeficientu determinace vztaženého k přírůstku počtu koeficientů v rovnici bylo rozhodnuto, že všechny výpočty budou používat aproximační polynom 2. stupně, neboť tato hodnota je nejvyšší.



Obr. 4.8 Možnosti aproximace

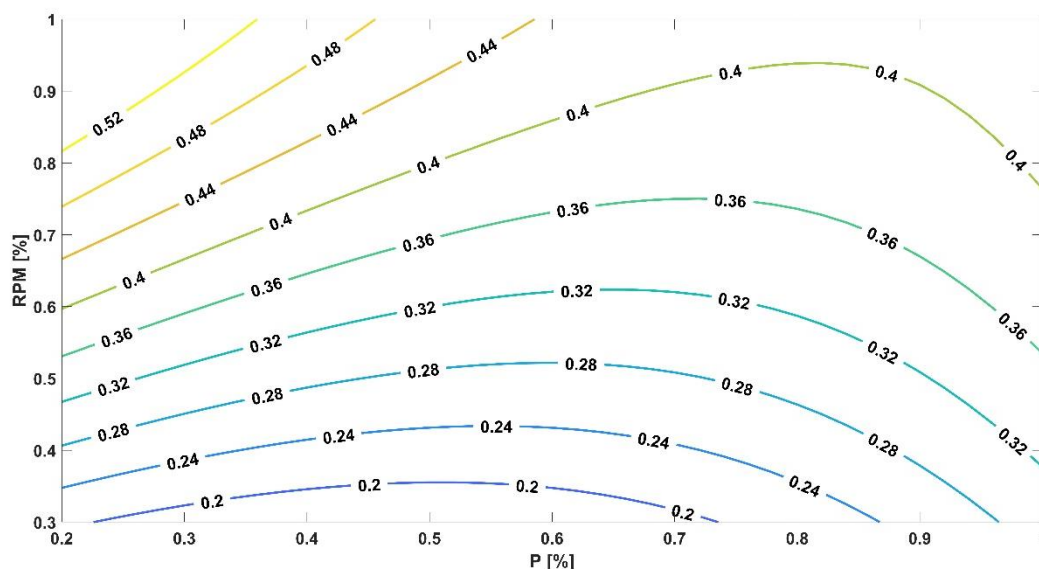
Nyní máme vytvořen univerzální model motoru. Určuje specifickou spotřebu na základě sledovaných veličin při práci motoru ve zvoleném režimu. Zde je specifická spotřeba funkcí procentuálního výkonu a otáček. Více než graf je užitečná rovnice, jejíž vstupy již známe z vrtulové části. Rovnice aproximační plochy je uvedena v rovnici 4.3.

$$SFC = 0,47RPM - 0,49P - 0,31P \cdot RPM - 0,2P^2 + 0,93RPM^2 + 0,02 \quad 4.3$$



Obr. 4.9 Univerzální model motoru a body jednotlivých režimů

Hodnoty specifické spotřeby můžeme lépe pozorovat na Obr. 4.10. Jelikož univerzální model motoru můžeme považovat za jakýsi mezistupeň mezi vrtulovou částí a celkovými výsledky, což je hodinová spotřeba a potřebný výkon, je vhodné hodnoty vykreslovat v maximálním možném rozsahu, neboť tak zajistíme dostatečnou přesnost výsledku.



Obr. 4.10 Průběhy konstantní specifické spotřeby

V této kapitole byly popsány motorové charakteristiky a vytvořen univerzální model motoru. K vytvoření bylo použito 12 motorů o výkonech v rozmezí od 58 kW do 231 kW. Vystupuje zde mnoho parametrů. Pro stanovení univerzálního modelu, což je jeden z cílů této práce, jsou nejpřínosnější závislosti výkonu na otáčkách a výšce letu, ostatní závislosti lze již snadno dopočítat, což je podrobně rozepsáno v následujících kapitolách.

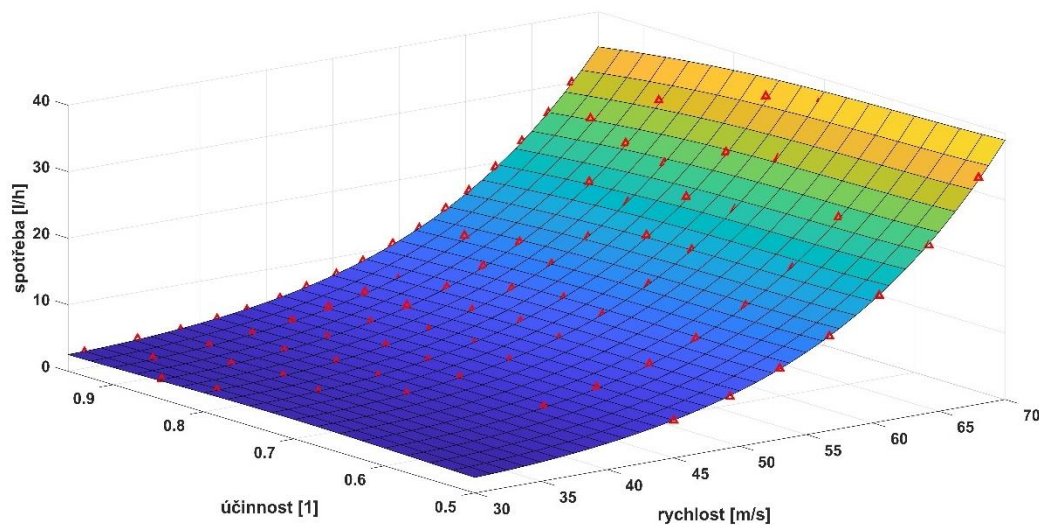
4.6 Spotřeba letounu

Nyní zbývá určit hodinovou spotřebu letounu. Jako nástroj řešení využijeme univerzální model motoru kde, jak již bylo zmíněno vstupuje procentuální výkon a otáčky. A právě tyto vstupy reprezentují výsledky vrtulové části, kde za složku výkonu vstupuje koeficient výkonu a jemu náležící hodnota otáček, které se dosadí do rovnice 2.28. Průměr vrtule a hustota vzduchu je zvolena podle daného letounu a podle letové hladiny. Celá rovnice je podělena maximálním výkonem použitého motoru. Druhou proměnnou jsou otáčky, jejichž hodnota je opět podělena maximální hodnotou.

Výstupem modelu je tedy specifická spotřeba, ze které lze již snadno získat podle vztahu 3.4 spotřebu hodinovou. Výsledek je vhodné opět vykreslit jako funkci v prostoru. Je nutno říct, že opět pracujeme s jednotlivými body, a to se stejným počtem (Tab. 4.5), jako ve vrtulové části, tudíž pro vykreslení opět použijeme aproximaci metodou nejmenších čtverců.

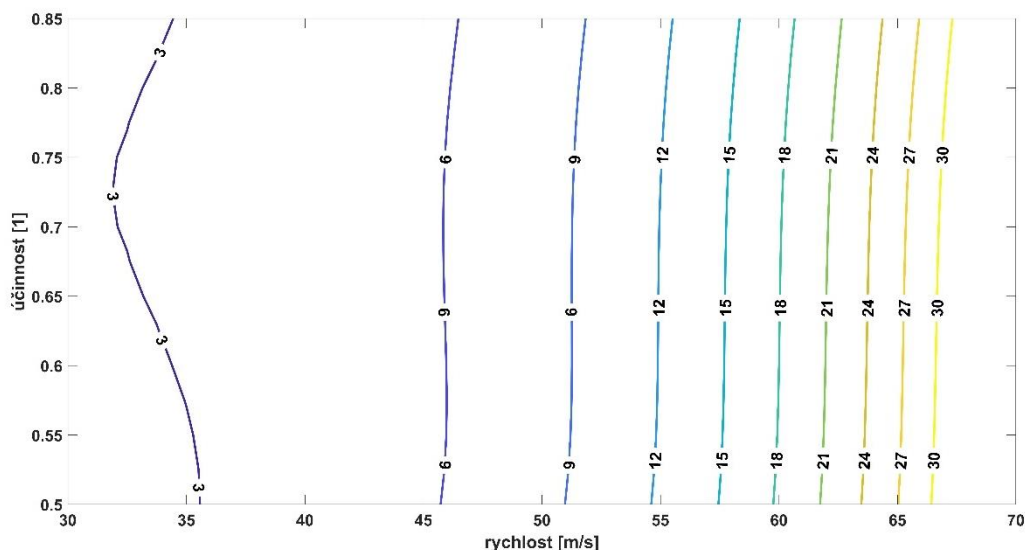
Tab. 4.5 Parametry aproximace

Počet bodů	92
R^2	0,991
Definiční obor V	$\langle 25 ; 70 \rangle$
Definiční obor η	$\langle 0,5 ; 0,95 \rangle$



Obr. 4.11 Hodinová spotřeba jako funkce rychlosti a účinnosti

Průběhy konstantní hodinové spotřeby závislé na rychlosti letu a účinnosti vrtule lze lépe pozorovat na Obr. 4.12. I zde pracujeme s účinnostmi vrtule maximálně 85%.



Obr. 4.12 Průběhy konstantní hodinové spotřeby

Pokud k aproximaci použijeme polynom 2. stupně, tvar rovnice hodinové spotřeby je následující:

$$C_{ep} = 0,03\eta - 0,24V - 2,07V\eta - 12,69V^2 + 27,86\eta^2 + 31,77 \quad 4.4$$

Kromě Obr. 4.11, kde je vykreslena funkce hodinové spotřeby v prostoru a Obr. 4.12 znázorňující průběhy konstantní hodinové spotřeby, můžeme konkrétní hodnoty a jejich omezení zobrazit v následujících tabulkách (Tab. 4.6, Tab. 4.7).

Tab. 4.6 Hodinová spotřeba pro zvolenou rychlost a účinnost vrtule

		Rychlost [m/s]									
		25	30	35	40	45	50	55	60	65	70
Účinnost vrtule [1]	0,5	Dolní limit hodnot otáček					8,33	12,36	18,33	26,93	39,01
	0,6						8,15	12,10	18,00	26,53	38,53
	0,7				4,10	5,65	8,16	12,05	17,86	26,28	38,14
	0,75	3,17	2,93	3,24	4,09	5,63	8,11	11,95	17,70	26,04	37,79
	0,8	3,08	2,86	3,17	4,02	5,54	7,99	11,77	17,44	25,67	37,28
	0,85	2,92	2,73	3,06	3,91	5,40	7,80	11,51	17,08	25,17	36,60
	0,9	Horní limit účinnosti vrtule									
	0,95										

Tab. 4.7 nabízí procentuální srovnání hodinové spotřeby pro každou rychlost a účinnost vzhledem k výchozímu bodu, který má v tabulce hodnotu 0.

Tab. 4.7 Úbytek hodinové spotřeby vzhledem k výchozímu bodu 0

	Rychlost [m/s]									
	25	30	35	40	45	50	55	60	65	70
Účinnost vrtule [1]	0,5	Dolní limit otáček				0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
	0,6					2,2	2,1	1,8	1,5	1,2
	0,7			0,0	0,0	2,1	2,6	2,6	2,4	2,2
	0,75	0,0	0,0	0,0	0,2	0,5	2,7	3,3	3,4	3,3
	0,8	2,9	2,6	2,1	2,0	2,0	4,2	4,8	4,8	4,7
	0,85	7,8	7,0	5,7	4,8	4,5	6,4	6,9	6,8	6,6
	0,9	Horní limit účinnosti vrtule								
	0,95									

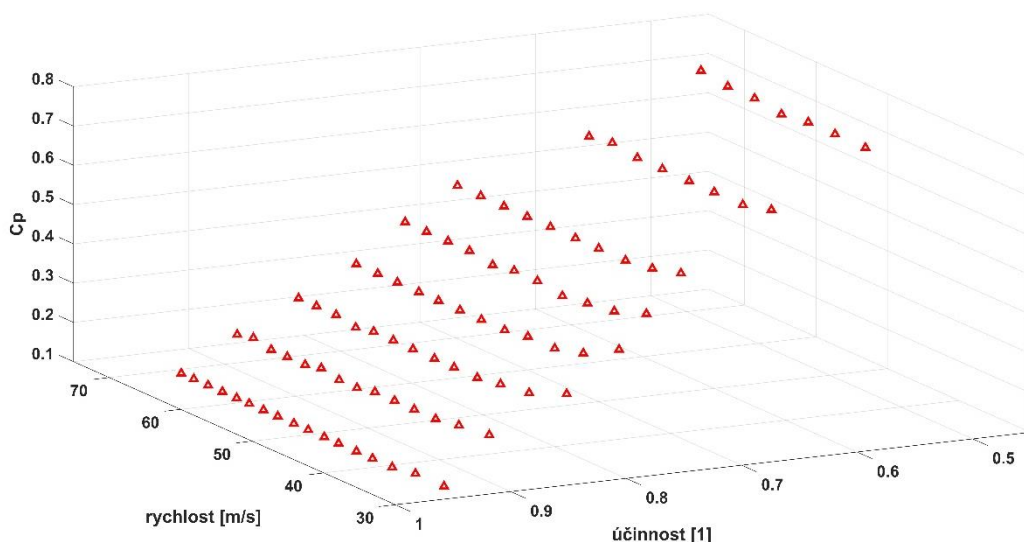
Z Obr. 4.11 je patrné, že hodinová spotřeba kvadraticky roste s rychlostí na všech úrovních účinnosti. A také že s rostoucí účinností při zvolené rychlosti v jednotkách procent klesá. Je zřejmé, že nejlepší míru úspory paliva nabízí řádek s maximální účinností. Výsledky vyšly dle obecného předpokladu a mají své logické opodstatnění.

4.7 Potřebný výkon

Jak již bylo zmíněno, potřebný výkon je výkon, který dodává vrtule letounu pro ustálení horizontálního letu. Jelikož známe koeficient výkonu pro společnou práci motoru a vrtule, nebude těžké potřebný výkon stanovit (4.5).

$$P_p = \eta P = \eta c_p \rho n^3 D^5 \quad 4.5$$

Koeficient výkonu je možné v závislosti na rychlosti a účinnosti zobrazit na Obr. 4.13. Je to obdobný graf jako Obr. 4.5, jen doplněn o souřadnici účinnosti.



Obr. 4.13 c_p v závislosti na rychlosti a účinnosti

Je zřejmé, že koeficient výkonu se vzhledem k rychlosti nemění, ale jeho hodnota oproti účinnosti klesá. Je to dáno tím, že každé hladině účinnosti náleží konstantní hodnota postupového koeficientu λ , tedy že rychlost a otáčky jsou stále ve stejném poměru.

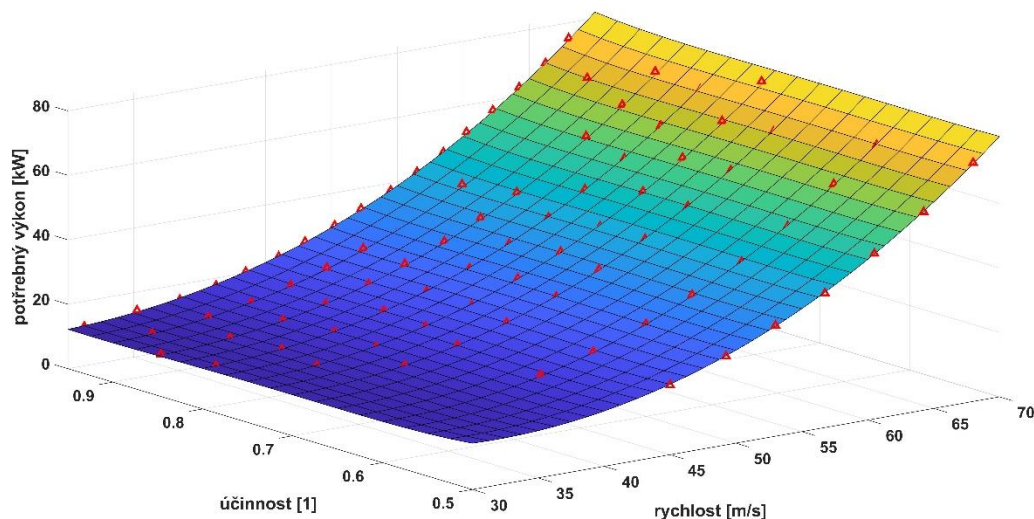
Vzorec 2.28 vyjadřuje, že výkon na hřídeli se rovná součinu koeficientu výkonu, hustoty, páté mocnině průměru vrtule a třetí mocnině otáček. Hodnoty koeficientu výkonu jsou poměrně nízké (nabývají hodnot od 0,11 do 0,73), proto nemají na výši potřebného výkonu takový vliv jako otáčky. Průběh otáček můžeme pozorovat na Obr. 4.6, kde rostou s rychlostí i účinností a v případě potřebného výkonu i kubicky.

Podobně jako specifickou spotřebu i zde jednotlivé body (Tab. 4.8) potřebného výkonu proložíme univerzální funkcí, která je vykreslena na Obr. 4.14 a která má tvar:

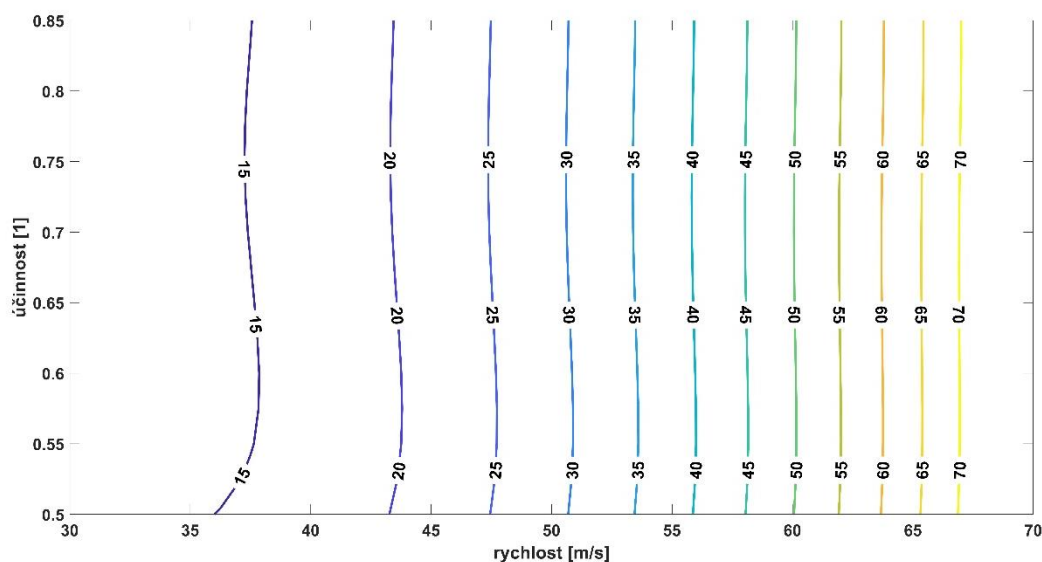
$$P_p = 0,044V^2 + 0,07V\eta - 2,82V + 6,87\eta^2 - 12,94\eta + 62,02 \quad 4.6$$

Tab. 4.8 Parametry aproximace

Počet bodů	92
R^2	0,998
Definiční obor V	$\langle 25 ; 70 \rangle$
Definiční obor η	$\langle 0,5 ; 0,95 \rangle$



Obr. 4.14 Potřebný výkon jako funkce rychlosti a účinnosti



Obr. 4.15 Průběhy konstantního potřebného výkonu

Pro každou hodnotu účinnosti byl určen koeficient výkonu a hodnota otáček. Jelikož potřebný výkon byl předem známý, vliv účinnosti se na Obr. 4.15 neprojevil.

Hodnoty se proto mohou zprůměrovat, jak popisuje Tab. 4.9, a tím odpadne vliv účinnosti vrtule. Ideálního nastavení motoru a vrtule tedy dosáhneme, když motor bude schopen dodávat vrtuli výkon při dané rychlosti uvedené v Tab. 4.9.

Tab. 4.9 Průměrné hodnoty potřebného výkonu závislého na zvolené rychlosti

	Rychlost [m/s]									
	25	30	35	40	45	50	55	60	65	70
P_P	12,46	12,51	13,71	16,83	21,83	28,91	38,21	49,83	63,82	80,53

4.8 Dolet

Dolet je vzdálenost, kterou je letoun schopen uletět s daným množstvím paliva při daných letových podmínkách v dané konfiguraci. Pro výpočet doletu se zavádí řada zjednodušení, například neuvažujeme protivítr ani doplňování paliva za letu. Je to základní veličina, která hraje roli například při výběru vhodného letadla. Dolet se běžně určí podle literatury [19] dle vztahu 4.7.

$$R = \frac{\eta}{gSFC} \frac{c_L}{c_D} \ln \left(\frac{m_1}{m_2} \right) \quad 4.7$$

Kde účinnost vrtule η_{VRT} se získá dle vztahu 2.30. Dále se ve vzorci vyskytují součinitelé a vztlaku a odporu, které již byly určeny pro potřebný výkon. Vzletovou hmotnost značíme m_1 , zatímco m_2 je hmotnost letounu bez spotřebovaného paliva. Dolet se vykresluje jako vzdálenost v závislosti na rychlosti.

V této kapitole se budeme zabývat opět letovými výkony letounu Alto 912 TG se stavitelnou vrtulí. K tomu využijeme dvou přístupů, běžného a přístupu s využitím univerzálních charakteristik z předešlých kapitol.

Běžný přístup využívá pro výpočet konstantní specifickou spotřebu, kterou určíme z letové příručky konkrétního letadla a její hodnota většinou odpovídá hodnotě při maximálním výkonu. Pro zjištění účinnosti při daných rychlostech se využívají univerzální charakteristiky vrtule dané vztahy 2.30 až 2.34 podle toho, jestli využíváme pevnou nebo stavitelnou vrtuli. Vztahy jsou převzaty z [18].

Naproti tomu pomocí univerzálních charakteristik pro celou pohonnou jednotku danou kombinací vrtule a motoru dokážeme určit závislost hodinové nebo specifické spotřeby na rychlosti a zároveň na účinnosti, neboť využíváme rovnici o těchto dvou proměnných. K tomuto účelu využijeme vztah 4.4, který upravíme tak, že hodinovou spotřebu podělíme potřebným výkonem a získáme závislost pro specifickou spotřebu.

$$SFC = 0,0002\eta - 0,0021V - 0,0097V\eta - 0,3061V^2 + 0,4754\eta^2 + 0,2358 \quad 4.8$$

Byly sledovány 4 případy (značené A až D) získané běžným výpočtem při účinnosti vrtule 85%. Výpočet byl proveden pro letoun Alto 912 TG pohybující se ve výšce 900 metrů s plnou nádrží (byla uvažována rezerva pro 45 minut letu), všechny ostatní parametry obsahuje Tab. 4.10. Byly spočteny hodnoty doletu pro konstantní specifickou spotřebu při maximálním a ekonomickém výkonu (75% P_{MAX}) a pro konstantní cestovní a maximální rychlost. Pátý režim založený na univerzálním modelu vychází z rovnice 4.8. Pro výpočet byly také použity hodnoty z v Tab. 4.1.

Tab. 4.1.

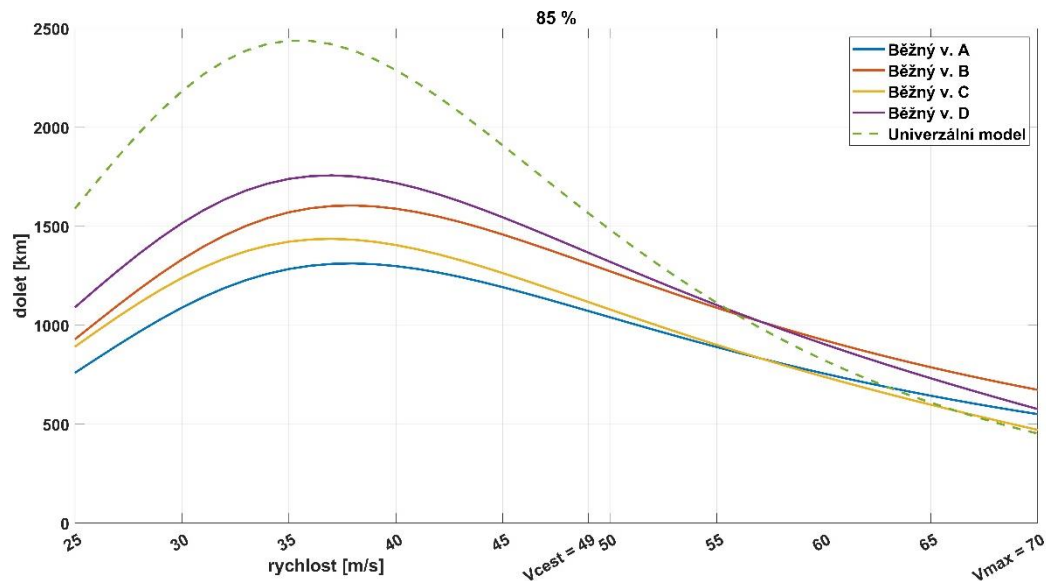
Tab. 4.10 Případy řešení doletu

	P_{MAX} 0,285 l/kWh	P_{ECO} 0,24 l/kWh
$V_S = 70 \text{ m/s}$	A	B

$V_{MAX} = 49 \text{ m/s}$

C

D



Obr. 4.16 Srovnání doletu běžného a nového přístupu

Je zřejmé, že průběhy na Obr. 4.16 se značně liší. Je to dáno tím, že v přístupu, který využívá také univerzální charakteristiky motoru, je zahrnuta spotřeba závislá na rychlosti letu, kterou také můžeme pozorovat na Obr. 4.11, kde spotřeba vzhledem k rychlosti kvadraticky roste. Největší rozdíl v doletu byl zaznamenán u rychlosti 34 m/s, ale vzhledem k tomu, že nás většinou zajímá dolet při cestovní rychlosti, a to je v tomto případě cca 49 m/s, je tento rozdíl podstatně menší. Ale přesto došlo k navýšení doletu při cestovní rychlosti o 200 kilometrů. Naopak při maximálních rychlostech se dolet snížil, a to minimálně o 20 kilometrů. V příloze C jsou uvedeny výsledky univerzálního modelu a také pro ostatní ve formě rozdílů. Přístup založený na univerzálních charakteristikách motoru i vrtule můžeme považovat za mnohem přesnější, protože zahrnuje i průběh rychlosti.

4.9 Výsledky a diskuse

Výstupem algoritmu je několik rovnic popisující charakteristiky motoru s vrtulí. Jsou to rovnice pro určení specifické spotřeby z univerzálního modelu motoru. Dále pak rovnice pro hodinovou spotřebu vycházející z charakteristik vrtulí a potřebného výkonu.

Tento postup byl vytvořen na základě širokého spektra vrtulí a motorů běžně užívaných v letectví. Pokud tento postup budeme chtít aplikovat pro ostatní případy, postačí nám tedy jen informace o konkrétním letounu, tedy:

- polára
- geometrické charakteristiky
- maximální výkon motoru a jeho výkonová charakteristika
- typ vrtule

Je také třeba uvést, že uvedený postup je pouze matematickým modelem, ve kterém není možné uvést všechny vlivy běžného letu. Pro validaci uvedených výsledků by bylo třeba uskutečnit mnohá měření. A abychom mohli budoucí výsledky označit za průkazné, je třeba postup ověřit na co největším počtu typů letadel při různých podmínkách.

Matematický model může mít do budoucna řadu vylepšení, například použití vyššího stupně polynomu pro jednotlivé aproximace nebo pro univerzální model motoru zahrnout jen některé režimy motorů a tím ještě více zpřesnit výsledky.

Výsledky byly aplikovány na dolet letounu. Výpočet poskytuje přesnější odhad spotřeby paliva pro různé režimy letu. V oblasti nízké rychlosti došlo ke značnému zvýšení doletu, naopak v oblasti vysokých rychlostí dolet je oproti běžnému výpočtu nižší.

5 Závěr

V diplomové práci byly popsány základní charakteristiky vrtulí a motorů. Dále byly představeny základní teorie návrhu vrtulí, ze kterých vychází většina vztahů. Jsou to především hybnostní a vírová teorie. Poměrně pokročilou teorii představuje Theodorsenova teorie vrtulí, která zobecňuje vztahy na základě optimalizovaných dat z měření. Existuje několik typů vrtulí, avšak tato práce pracuje především s vlastnostmi stavitelné vrtule (constant speed), která pracuje v režimu konstantních otáček. Vrtule má oproti pevné řadu výhod. Může pracovat ve větším rozsahu účinností a rychlostí než vrtule pevná.

Další část práce se věnuje pohonné jednotce, především určování výkonu a spotřeby. Data byla získána z motorových manuálů, jež byly pomocí programu WebPlotDigitizer přeneseny do digitální podoby. Takto bylo zpracováno 25 grafů.

Následně byl navržen algoritmus, který pracuje s daty motorů a Theodorsenovým modelem vrtulí za účelem vytvoření univerzálního matematického modelu kombinace motor-vrtule. Pro výpočet bylo použito několika numerických metod. Pro nalezení vhodných průsečíků společné práce byl použit iterační počet. Pro aproximaci bodů a vykreslení univerzálních funkcí byla využita metoda nejmenších čtverců. Výpočet probíhal v programech MS Excel a Matlab.

Takto bylo vytvořeno několik univerzálních funkcí pro stanovení hodinové spotřeby a při daném potřebném výkonu, rychlosti a účinnosti vrtule. Tyto závěry mohou posloužit pro zlepšení predikce těchto charakteristik, což se projeví ve zpřesnění výpočtu doletu a vytrvalosti, kdy letoun neletí s maximálním využitelným výkonem ale jen na výkonu potřebném.

6 Seznam zdrojů

- [1] *Ročenka dopravy ČR* [online]. 2019 [vid. 2021-05-20]. Dostupné z: https://www.sydos.cz/cs/rocenka_pdf/Rocenka_dopravy_2019.pdf
- [2] GUDMUNDSSON, Snorri. *General Aviation Aircraft Design - Applied Methods and Procedures* [online]. B.m.: Elsevier, 2014 [vid. 2021-03-24]. ISBN 978-0-12-397329-0. Dostupné z: <https://app.knovel.com/web/toc.v/cid:kpGAADAMP8/viewerType:toc/>
- [3] HUJEČEK, Zdeněk. *Vrtule studijní modul 17*. B.m.: Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2004. ISBN 80-7204-363-3.
- [4] *V12 piston aero engine 3D model - TurboSquid 1521266* [online]. [vid. 2021-04-13]. Dostupné z: <https://www.turbosquid.com/3d-models/v12-piston-aero-engine-3d-model-1521266>
- [5] HOUGHTON, E. L. a N. B. CARRUTHERS. *Aerodynamics for engineering students. Third edition*. 1982. ISBN 071313433X.
- [6] HANUS, Daniel. *Pohon letadel*. Praha: České vysoké učení technické, 2008. ISBN 978-80-01-04104-8.
- [7] *Propellers Chapter 7* [online]. nedatováno. Dostupné z: <https://slideplayer.com/slide/4216595/>
- [8] *Aerodynamics: Power – Learn to Fly Blog - ASA (Aviation Supplies & Academics, Inc.)* [online]. [vid. 2021-02-01]. Dostupné z: <http://learntoflyblog.com/2017/05/22/aerodynamics-power/>
- [9] JAROSLAV, Lněnička. *airspace.cz. Akademie letectví* [online]. 2012. Dostupné z: https://www.airspace.cz/akademie_letectvi/2012/03/co-by-se-mohlo-ale-spise-melo-vedet-o-vrtulich/
- [10] V.L. ALEXANDROV. *Letecké Vrtule*. B.m.: Státní nakladatelství technické literatury, 1954.
- [11] LEISHMAN, J Gordon a Shreyas ANATHAN. AERODYNAMIC OPTIMIZATION OF A COAXIAL PROPROTOR. *Annual Forum Proceedings-American Helicopter Society*. 2006, 23.
- [12] RIBNER, H. S. a S. P. FOSTER. Ideal efficiency of propellers: Theodorsen revisited. *Journal of Aircraft* [online]. 1990, **27**(9), 810–819. ISSN 00218669. Dostupné z: doi:10.2514/3.45941
- [13] HOUGHTON, E. L., P.W. CARPENTER a Steven H. COLLICOTT. *Aerodynamics for Engineering Students. Seventh edition*. B.m.: Todd Green, 2017. ISBN 978-0-08-100194-3.
- [14] VOGEL-PRANDTL, Johanna, Göttinger KLASSIKER DER STRÖMUNGSMECHANIK a Ludwig PRANDTL -A BIOGRAPHY. *A Personal Biography Drawn from Memories and Correspondence*. nedatováno. ISBN 9783863951603.
- [15] HARTMAN, Edwin P a David BIERMANN. *The aerodynamic characteristics of full-scale propellers having 2, 3 and 4 blades of clark Y and R.A.F 6 airfoil sections*. 1938.

- [16] ŠAFRÁNEK, Martin. *Měření v aerodynamickém tunelu*. 2015.
- [17] STUERMER, Arne a Jianping YIN. *DLR-AS CROR & Propeller Noise Prediction Slide 2 Overview What's needed in CFD and CAA for Numerical Predictions?* 2010.
- [18] FILAKOVSKÝ, Karol a Stanislav KLIMIČEK. *Universal Propeller Characteristics*. 1997.
- [19] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu I Letové výkony*. B.m.: Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009. ISBN 978-80-7204-659-1.
- [20] DYTRYCH, Jan. *Aerodynamika vrtule* [online]. 2001. Dostupné z: <http://home.tiscali.cz/cz281908/>
- [21] DROZDEK, M. *Měření výkonu spalovacích motorů*. B.m.: VŠB-Technická univerzita Ostrava, 2009.
- [22] LYCOMING. *Operator 's Manual Lycoming O-540 Series* [online]. 2006. Dostupné z: www.lycoming.com
- [23] *10573 / lycoming.com* [online]. [vid. 2021-03-26]. Dostupné z: <https://www.lycoming.com/node/125197>
- [24] ROTAX. *Operator 's Manual Rotax 912*. nedatováno.
- [25] *Rotax 912 ULS/S - Rotax Aircraft Engines* [online]. [vid. 2021-03-29]. Dostupné z: <https://www.flyrotax.com/produkte/detail/rotax-912-uls-s.html>
- [26] ANDERSON, John D a John DAVID. *Aircraft performance and design*. B.m.: Tata McGraw-Hill, 2010. ISBN 9780070702455.
- [27] *ALTO 912 TG - DIRECT FLY* [online]. [vid. 2021-05-12]. Dostupné z: https://directfly.cz/?page_id=571
- [28] ČERMÁK LIBOR a RUDOLF HLAVIČKA. *Numerické metody*. Brno: CERM, 2008. ISBN 978-80-214-3752-4.
- [29] LYCOMING. *Operator's Manual Lycoming O-320 Series*. 1993.
- [30] CONTINENTAL. *Operator's Manual Continental IO-550 Series*. 2006
- [31] CONTINENTAL. *Operators Manual Continental IO-520 Series*. 1968.
- [32] *WebPlotDigitizer - Extract data from plots, images, and maps* [online]. [vid. 2021-05-14]. Dostupné z: <https://automeris.io/WebPlotDigitizer/>

7 Seznam použitých zkratk a symbolů

Symbol	Jednotka	Popis
A	[m ²]	průtočná plocha vrtule, matice funkčních hodnot
A _{eff}	[m ²]	efektivní průtočná plocha
b	[m]	šířka listu v daném řezu
\bar{b}	[1]	poměrná šířka listu
B, N _B	[1]	počet listů vrtule
c	[m]	ekvivalentní délka tětiny profilu
c _D	[1]	koeficient odporu
C _{ep}	[l/h]	hodinová spotřeba
c _L	[1]	koeficient vztlaku
c _P	[1]	součinitel výkonu
c _Q	[1]	součinitel kroutícího momentu
c _T	[1]	součinitel tahu
D	[m]	průměr vrtule
E	[1]	normalizovaná účinnost
H	[m]	stoupání vrtule
\bar{h}	[1]	poměrné stoupání vrtule
H	[m]	nadmořská výška
J	[1]	postupový poměr
K		optimální cirkulace
L	[N]	vztlak, normalizovaný postupový poměr
m	[kg/s]	hmotnostní tok
m ₁	[kg]	vzletová hmotnost letadla
m ₂	[kg]	hmotnost letadla bez paliva
Ma	[1]	Machovo číslo
n	[1/s]	otáčky za sekundu
n _{NOM}	[1/s]	nominální otáčky
P, N _T	[W]	využitelný výkon
p ₀	[Pa]	tlak v 0 m MSA
P ₀	[W]	výkon v 0 m MSA
P _{NOM}	[W]	nominální výkon
P _P	[W]	potřebný výkon
Q	[Nm]	kroutící moment
r	[m]	poloměr vrtule v daném řezu
\bar{r}	[1]	poměrný poloměr
R	[m]	poloměr vrtule
r	[1]	reziduum
R	[m]	dolet
R _∞	[m]	vzdálenost osy rotace od koncového víru
R ²	[1]	koeficient determinace
Re	[1]	Reynoldsovo číslo
RPM	[1/min]	otáčky za minutu
S	[m ²]	plocha křídla, průtočná plocha
SFC	[l/kWh]	specifická spotřeba
t	[m]	tloušťka listu v daném řezu
\bar{t}	[1]	poměrná tloušťka listu

T, F_T	[N]	tah
T_V	[N]	využitelný tah
V	[m/s]	rychlost
V_0	[m/s]	rychlost urychleného proudu vzduchu vrtulí
V_{cest}	[m/s]	cestovní rychlost
V_s	[m/s]	pádová rychlost, rychlost výstupního proudu vzduchu
v_z	[m/s]	osová složka rychlostní poruchy
w	[m/s]	rychlost úplavu
w_L	[m/s]	rychlost letu
y	[1]	hodnota funkce
α, φ	[°]	úhel nastavení listu
Γ		cirkulace
ϵ	[1]	osový ztrátový faktor
η	[1]	účinnost vrtule
η_{MAX}	[1]	maximální účinnost
κ	[1]	hmotnostní faktor
λ	[1]	postupový koeficient
λ_T	[1]	zobecněný postupový koeficient
ρ	[kg/m ³]	hustota
ρ_0	[kg/m ³]	hustota v 0 m MSA
σ	[1]	hustota lopatkové mříže
ϕ	[1]	součinitel plošného využití
φ_{75}	[°]	úhel nastavení v 75% těživy
ω	[1/s]	úhlová rychlost

8 Seznam použitých obrázků

Obr. 2.1 3listá vrtule v kombinaci s 12válcovým motorem [4].....	12
Obr.2.2 Síly působící na list vrtule [7].....	13
Obr. 2.3 Řezy vrtulového listu s různými profily [8]	14
Obr. 2.4 Geometrická charakteristika listu [10]	16
Obr. 2.5 Stoupání vrtule, úhel nastavení listu [2]	16
Obr. 2.6 Účinnost vrtule v závislosti na postupovém poměru J [5].....	17
Obr. 2.7 Efekt průběžné změny nastavení [5]	18
Obr. 2.8 Rychlostní pole ideální vrtule [13].....	20
Obr. 2.9 Parciální cirkulace [13].....	21
Obr. 2.10 Vortex systém 2listé vrtule [5].....	22
Obr. 2.11 Úplav [5].....	23
Obr. 2.12 Typický tvar úplavu za vrtulí (simulace pomocí CFD) [17]	24
Obr. 2.13 Koeficient tahu a výkonu jako funkce postupového koeficientu [19]	26
Obr. 2.14 Koeficient tahu jako funkce úhlu nastavení [15]	27
Obr. 2.15 Koeficient výkonu jako funkce úhlu nastavení [15]	27
Obr. 2.16 Účinnost pevné a stavitelné vrtule [19]	28
Obr. 2.17 Režim práce pevné vrtule [20].....	29
Obr. 2.18 Normalizovaná účinnost pevných vrtulí [18]	30
Obr. 2.19 Koeficient výkonu a tahu pevných vrtulí [18]	30
Obr. 2.20 Režim práce stavitelná vrtule [20]	31
Obr. 2.21 Normalizovaná účinnost stavitelných vrtulí [18].....	31
Obr. 2.22 Koeficient tahu stavitelných vrtulí [18].....	32
Obr. 2.23 Účinnost vrtule jako funkce úhlu nastavení [15]	32
Obr. 2.24 Součinitel výkonu při konstantních účinnostech [12]	33
Obr. 2.25 Účinnost vrtulí (různý počet listů) v závislosti na součiniteli výkonu [12].....	34
Obr. 3.1 Lycoming O-540 A series.....	36
Obr. 3.2 Rotax 912 ULS	36
Obr. 3.3 Výška jako funkce výkonu [2].....	37
Obr. 3.4 Výkonové charakteristiky obecného motoru a pevné vrtule [19].....	39
Obr. 3.5 Výkonové charakteristiky motoru Lycoming IO-540B [22].....	39
Obr. 3.6 Výkonová charakteristika motoru se stavitelnou vrtulí [6]	40
Obr. 3.7 Výkonová charakteristika motoru Lycoming O-540 [22].....	41
Obr. 3.8 Výkon motoru Rotax 912 Uls jako funkce letové hladiny [24].....	42
Obr. 3.9 Spotřeba (křivka D) jako funkce otáček motoru Rotax 912 Uls, křivka C vyjadřuje průběh tlaku plnění [24]	43
Obr. 3.10 Specifická spotřeba jako funkce výkonu motoru Lycoming O-540 [22].....	43
Obr. 3.11 Charakteristika motoru Lycoming IO-540 B [22]	44
Obr. 4.1 Nákras letounu Alto 912 TG [27]	45
Obr. 4.2 Algoritmus výpočtu.....	46
Obr. 4.3 Metoda nejmenších čtverců [28].....	47
Obr. 4.4 Pracovní rozsah motoru Lycoming IO-540 B [22]	48
Obr. 4.5 Průběh c_p motoru a vrtule pro konstantní účinnost 75%.....	49
Obr. 4.6 Aproximace bodů v soustavě tří os	50
Obr. 4.7 Vykreslení kontur provozních otáček.....	50
Obr. 4.8 Možnosti aproximace	52

Obr. 4.9 Univerzální model motoru a body jednotlivých režimů.....	52
Obr. 4.10 Průběhy konstantní specifické spotřeby	53
Obr. 4.11 Hodinová spotřeba jako funkce rychlosti a účinnosti.....	54
Obr. 4.12 Průběhy konstantní hodinové spotřeby.....	55
Obr. 4.13 c_p v závislosti na rychlosti a účinnosti.....	57
Obr. 4.14 Potřebný výkon jako funkce rychlosti a účinnosti	58
Obr. 4.15 Průběhy konstantního potřebného výkonu	58
Obr. 4.16 Srovnání doletu běžného a nového přístupu	60

9 Seznam tabulek

Tab. 2.1 Přehled použitých vrtulí pro aproximaci hodnot [18]	29
Tab. 4.1 Parametry letounu Alto 912 TG [27]	45
Tab. 4.2 Parametry aproximace vrtulové části	50
Tab. 4.3 Parametry univerzálního modelu motoru	51
Tab. 4.4 Možnosti aproximace polynomem.....	51
Tab. 4.5 Parametry aproximace	54
Tab. 4.6 Hodinová spotřeba pro zvolenou rychlost a účinnost vrtule	55
Tab. 4.7 Úbytek hodinové spotřeby vzhledem k výchozímu bodu 0.....	56
Tab. 4.8 Parametry aproximace	57
Tab. 4.9 Průměrné hodnoty potřebného výkonu závislého na zvolené rychlosti	58
Tab. 4.10 Případy řešení doletu	59

Příloha A

n	c _p	v	η	SFC	C _{ep}	P _p	n	c _p	v	η	SFC	C _{ep}	P _p
[ot/s]	[1]	[m/s]	[1]	[l/kWh]	[l/h]	[kW]	[ot/s]	[1]	[m/s]	[1]	[l/kWh]	[l/h]	[kW]
12	0,72	45	0,5	0,26	5,63	21,64	19	0,6	67,5	0,6	0,44	31,5	71,58
12	0,62	42	0,6	0,25	4,66	18,63	19	0,49	63,25	0,7	0,39	22,8	58,46
12	0,52	38,5	0,7	0,24	3,75	15,63	19	0,42	60	0,75	0,36	18,04	50,11
12	0,46	35,25	0,75	0,23	3,18	13,83	19	0,34	56,25	0,8	0,32	12,98	40,56
12	0,42	31	0,8	0,23	2,9	12,62	19	0,27	51,75	0,85	0,28	9,02	32,21
13	0,72	49,25	0,5	0,28	7,7	27,51	19	0,2	46,25	0,9	0,25	5,97	23,86
13	0,6	46	0,6	0,27	6,19	22,93	19	0,12	35,25	0,95	0,21	3,01	14,32
13	0,5	42,5	0,7	0,25	4,78	19,11	20	0,49	66,5	0,7	0,43	29,32	68,18
13	0,43	39,75	0,75	0,24	3,94	16,43	20	0,42	63	0,75	0,39	22,79	58,44
13	0,37	36	0,8	0,23	3,25	14,14	20	0,34	59	0,8	0,34	16,09	47,31
13	0,33	30,25	0,85	0,22	2,77	12,61	20	0,27	54,5	0,85	0,3	11,27	37,57
14	0,72	53	0,5	0,31	10,65	34,36	20	0,2	49	0,9	0,26	7,24	27,83
14	0,6	50	0,6	0,29	8,31	28,64	20	0,11	38,5	0,95	0,21	3,22	15,31
14	0,49	46,25	0,7	0,26	6,08	23,39	21	0,49	69,75	0,7	0,47	37,1	78,93
14	0,42	43,5	0,75	0,25	5,01	20,05	21	0,42	66	0,75	0,42	28,41	67,65
14	0,35	40	0,8	0,24	4,01	16,7	21	0,34	62	0,8	0,37	20,26	54,77
14	0,29	35,5	0,85	0,23	3,18	13,84	21	0,27	57,25	0,85	0,32	13,92	43,49
15	0,71	56,75	0,5	0,34	14,17	41,68	21	0,19	51,5	0,9	0,27	8,26	30,6
15	0,6	53,5	0,6	0,31	10,92	35,22	21	0,11	41,25	0,95	0,22	3,9	17,72
15	0,49	50	0,7	0,28	8,05	28,76	22	0,42	69	0,75	0,46	35,78	77,79
15	0,41	47	0,75	0,26	6,26	24,07	22	0,34	64,75	0,8	0,4	25,19	62,97
15	0,35	43,75	0,8	0,25	5,14	20,55	22	0,26	59,75	0,85	0,34	16,37	48,15
15	0,28	39,5	0,85	0,23	3,78	16,44	22	0,19	54	0,9	0,28	9,85	35,19
15	0,22	33	0,9	0,22	2,84	12,91	22	0,11	43,5	0,95	0,22	4,48	20,37
16	0,72	60,5	0,5	0,37	18,98	51,29	23	0,34	67,75	0,8	0,43	30,94	71,95
16	0,6	57,25	0,6	0,34	14,54	42,75	23	0,27	62,5	0,85	0,37	21,14	57,14
16	0,49	53,25	0,7	0,3	10,47	34,91	23	0,2	56,5	0,9	0,31	13,12	42,32
16	0,42	50,5	0,75	0,28	8,38	29,92	23	0,11	46	0,95	0,23	5,35	23,28
16	0,34	47	0,8	0,26	6,3	24,22	24	0,27	65,25	0,85	0,4	25,97	64,92
16	0,27	42,75	0,85	0,24	4,62	19,24	24	0,19	58,75	0,9	0,32	14,62	45,68
16	0,21	37,25	0,9	0,22	3,29	14,96	24	0,11	48	0,95	0,24	6,35	26,45
17	0,72	64,25	0,5	0,41	25,23	61,53	25	0,27	67,75	0,85	0,43	31,55	73,38
17	0,6	60,75	0,6	0,37	18,97	51,27	25	0,19	61,25	0,9	0,34	17,56	51,64
17	0,49	56,75	0,7	0,33	13,82	41,87	25	0,11	50,25	0,95	0,25	7,47	29,89
17	0,42	53,75	0,75	0,3	10,77	35,89	26	0,19	63,5	0,9	0,36	20,91	58,08
17	0,34	50,25	0,8	0,28	8,13	29,05	26	0,11	52,25	0,95	0,26	8,74	33,63
17	0,27	46	0,85	0,25	5,77	23,07	27	0,2	66	0,9	0,4	27,39	68,47
17	0,2	40,5	0,9	0,23	3,93	17,09	27	0,11	54,5	0,95	0,28	10,54	37,66
18	0,73	68	0,5	0,46	34,06	74,05	28	0,19	68,25	0,9	0,42	30,47	72,55
18	0,61	64,25	0,6	0,41	25,37	61,88	28	0,11	56,5	0,95	0,29	12,18	42
18	0,49	60	0,7	0,36	17,89	49,7	29	0,11	58,5	0,95	0,31	14,46	46,66
18	0,41	56,75	0,75	0,32	13,31	41,59	30	0,11	60,25	0,95	0,32	16,53	51,66
18	0,34	53,25	0,8	0,3	10,35	34,49	31	0,11	62,25	0,95	0,34	19,38	57
18	0,27	48,75	0,85	0,27	7,4	27,39	32	0,11	64,25	0,95	0,36	22,57	62,69
18	0,2	43,5	0,9	0,24	4,87	20,29	33	0,11	66,25	0,95	0,38	26,13	68,76
18	0,12	31,25	0,95	0,2	2,43	12,17	34	0,11	68	0,95	0,4	30,08	75,2

Příloha B

Lycoming IO-540					
obecné parametry	pořadí motoru	1	2	3	4
	série	A, B, E, G, P	C, J	K, L, M, S	D, N, R, T, V
	způsob plnění	vstřikování	vstřikování	vstřikování	vstřikování
	suchá hmotnost [kg]	173,27	182,35	212,28	186,88
	objem válců [ccm]	8 874	8 874	8 874	8 874
	počet válců	6	6	6	6
	kompresní poměr	8,7:1	8,5:1	8,7:1	8,5:1
	režim max. výkonu	výkon [kW]	216,34	186,50	223,80
otáčky [ot/min]		2 575	2 575	2 700	2 700
spotřeba [l/h]		92,45	92,45	92,45	92,45
cestovní režim	% výkon	75	75	75	75
	otáčky [ot/min]	2 350	2 350	2 450	2 450
	spotřeba [l/h]	62,01	62,01	67,64	56,37
režim minimální spotřeby	% výkon	60	60	60	60
	otáčky [ot/min]	2 200	2 200	2 350	2 350
	spotřeba [l/h]	45,10	46,98	48,10	45,10

Lycoming IO-320			Continental IO-520		
obecné parametry	pořadí motoru	5	6	7	8
	série	A, E	B, D	A, B, C, J	D, E, F
	způsob plnění	vstřikování	vstřikování	vstřikování	vstřikování
	suchá hmotnost [kg]	127,01	132,00	195,53	195,05
	objem válců [ccm]	5 240	5 240	8 520	8 520
	počet válců	6	6	6	6
	kompresní poměr	7:1	8,5:1	8,5:1	8,5:1
režim max. výkonu	výkon [kW]	111,90	119,36	212,61	223,80
	otáčky [ot/min]	2 700	2 600	2 700	2 850
	spotřeba [l/h]	48,85	49,79	91,88	96,67
cestovní režim	% výkon	75	75	75	75
	otáčky [ot/min]	2 450	2 450	2 500	2 550
	spotřeba [l/h]	37,58	33,07	57,81	58,09
režim minimální spotřeby	% výkon	65	65		
	otáčky [ot/min]	2 350	2 350		
	spotřeba [l/h]	37,58	33,07		

		Continental IO-550		Rotax 912	
obecné parametry	pořadí motoru	9	10	11	12
	série	A, B	C, G	A, F, UL	S, ULS
	způsob plnění	vstřikování	vstřikování	karburátor	karburátor
	suchá hmotnost [kg]	202,80	202,80	57,10	58,30
	objem válců [ccm]	9 045	9 045	1 211	1 352
	počet válců	6	6	4	4
	kompresní poměr	7,5:1	7,5:1	9:1	10,8:1
	převodový poměr	-	-	2,27:1	2,43:1
režim max. výkonu	výkon [kW]	223,80	231,26	58,00	69,00
	otáčky [ot/min]	2 700	2 600	5 800	5 800
	spotřeba [l/h]	91,51	132,89	24,00	27,00
cestovní režim	% výkon	78	75	75	75
	otáčky [ot/min]	2 550	2 550	5 000	5 000
	spotřeba [l/h]	64,80	89,95	16,20	18,50
režim minimální spotřeby	% výkon			55	55
	otáčky [ot/min]			4 300	4 300
	spotřeba [l/h]				

Příloha C

v [m/s]	R ₅	R ₅ -R _A	R ₅ -R _B	R ₅ -R _C	R ₅ -R _D	v [m/s]	R ₅	R ₅ -R _A	R ₅ -R _B	R ₅ -R _C	R ₅ -R _D
25	1590	830	660	698	499	48	1651	547	301	496	238
26	1723	892	707	755	538	49	1566	494	255	449	199
27	1851	951	751	809	576	50	1484	443	210	403	162
28	1972	1006	790	859	611	51	1404	394	169	360	128
29	2084	1053	823	904	641	52	1327	348	129	320	95
30	2183	1094	851	944	667	53	1253	304	92	282	65
31	2268	1125	870	975	687	54	1181	262	57	246	37
32	2337	1147	882	999	700	55	1114	224	25	213	12
33	2388	1160	885	1013	707	56	1049	188	-5	182	-12
34	2422	1162	880	1019	706	57	988	154	-32	154	-32
35	2438	1154	867	1016	698	58	930	123	-57	128	-51
36	2438	1137	846	1004	684	59	876	94	-80	105	-67
37	2421	1111	818	984	663	60	824	68	-101	84	-81
38	2390	1077	784	957	637	61	776	43	-120	65	-93
39	2345	1036	744	923	606	62	730	21	-137	48	-104
40	2290	990	701	884	570	63	687	1	-153	34	-112
41	2225	940	653	841	532	64	647	-18	-167	21	-118
42	2153	887	604	794	491	65	609	-35	-179	10	-123
43	2075	831	553	746	449	66	574	-50	-190	1	-126
44	1993	774	501	696	406	67	540	-64	-199	-6	-128
45	1909	716	450	645	363	68	509	-77	-208	-12	-128
46	1823	659	399	594	320	69	480	-88	-215	-16	-127
47	1736	602	349	544	279	70	453	-98	-221	-19	-124